

INTRODUCTION AUX VÉHICULES AÉROSPATIAUX

CONTENU

10.

STRUCTURES AÉROSPATIALES

Introduction ^[1]

Maintenant que l'on comprend mieux l'anatomie des avions, il est logique d'examiner plus en détail leurs caractéristiques de conception structurelle. Si l'aérodynamique est essentielle au vol atmosphérique, un avion doit également posséder une structure adaptée, capable de résister à toutes les charges qui lui sont imposées, qu'elles soient aérodynamiques, dues aux moteurs ou à l'atterrissage, y compris les charges verticales et latérales. Par conséquent, toute structure aérospatiale doit être non seulement solide et légère, mais aussi robuste et durable. Une compréhension claire des options de conception structurelle disponibles et de leurs limitations inhérentes est indispensable pour atteindre ces objectifs.

De nombreux objectifs de conception structurelle et défis d'ingénierie pour les engins spatiaux sont similaires à ceux des avions, notamment la nécessité de structures de forme optimale réalisées à partir de matériaux légers et à haute résistance. Cependant, les engins spatiaux requièrent souvent des matériaux spécifiques capables de résister à des environnements thermiques extrêmes, en particulier lors de la rentrée atmosphérique, où l'échauffement cinétique est intense. De même, les avions supersoniques peuvent nécessiter des caractéristiques structurelles permettant une dilatation contrôlée sous l'effet de l'échauffement aérodynamique, évitant ainsi l'accumulation de contraintes internes excessives.

Objectifs d'apprentissage

- Apprécier l'histoire et l'évolution des structures de vol aérospatiales.
- Comprendre les principales charges agissant sur une cellule d'aéronef, telles que la tension, la compression, la flexion, la torsion et le cisaillement.
- Connaître le mode de construction des structures aérospatiales, notamment les longerons, les nervures, les lisses, le revêtement, etc.
- Être capable de calculer les contraintes et les déformations dans des structures élémentaires telles que les longerons, les entretoises et les treillis.
- Comprendre les principes de la méthode des éléments finis (MEF) et pourquoi elle est utilisée dans la conception de structures aérospatiales structurellement efficaces.
- Soyez conscient des défis liés à la conception de la cellule, notamment la nécessité d'éviter le flambage et la fatigue, et d'intégrer une redondance structurelle pour améliorer la sécurité et la fiabilité.

Bref historique des structures aérospatiales

[George Cayley](#), souvent considéré comme le « père de l'aéronautique », avait compris l'importance de construire des avions avec des matériaux légers. Il proposa d'utiliser des ailes superposées, sous forme de biplans et de triplans, afin d'obtenir une rigidité et une résistance structurelles collectives. [Otto Lilienthal](#) s'inspira des idées de Cayley sur le vol et les structures légères, concevant plusieurs types de planeurs inspirés des ailes d'oiseaux et de chauves-souris. [Octave Chanute](#) construisit des planeurs similaires à ceux de Lilienthal, mais en y intégrant des haubans externes pour accroître la résistance et la rigidité de l'aile. Début 1903, [Samuel Langley](#) tenta de lancer son monoplan en tandem à l'aide d'une catapulte, mais l'appareil s'écrasa après la rupture catastrophique de sa fragile structure en bois.

À la fin de 1907, les [frères Wright](#) avaient déjà fait voler avec succès plusieurs autres versions de leur [Flyer](#) original, un biplan doté d'une structure en bois plus robuste recouverte de toile. Leur conception d'aile utilisait des longerons dans le sens de l'envergure et des nervures dans le sens de la corde, renforcées par des entretoises et des câbles. Le principal avantage du biplan résidait dans la liaison de ses ailes supérieure et inférieure par des entretoises verticales et des câbles de haubanage, formant une structure solide et caissonnée, comme illustré sur la photographie ci-dessous. Ce type de conception est beaucoup plus résistant à la flexion et à la torsion qu'une aile en bois simple. La structure est ensuite recouverte de tissu de coton, tendu et scellé par application d'enduit cellulosique. Cependant, la conception d'une aile de biplan engendre également une forte traînée aérodynamique, un inconvénient majeur. Néanmoins, ce type de construction d'aile et de cellule a perduré jusqu'à la fin des années 1930, et de nombreux biplans et triplans performants ont été construits.

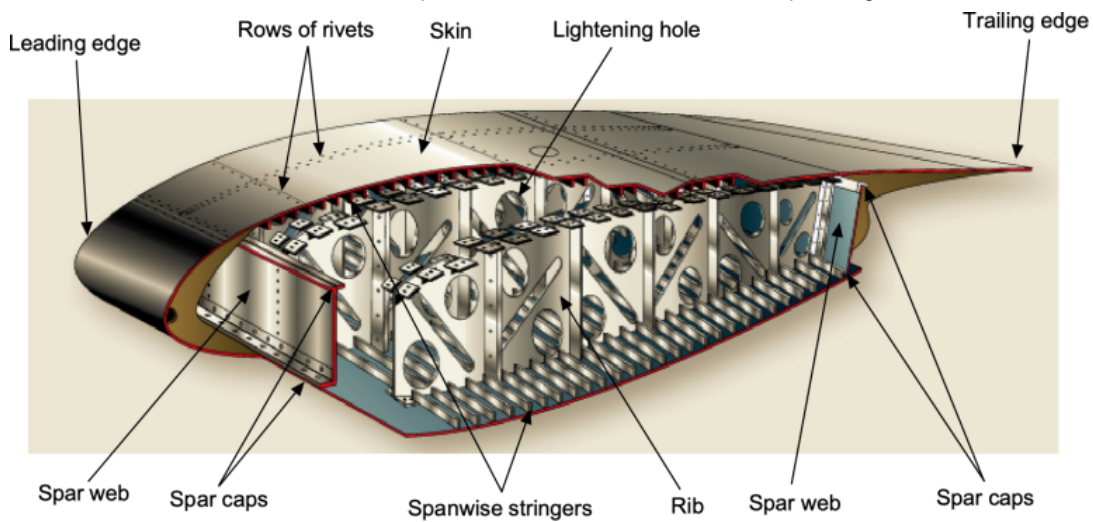


Réplique d'un [Sopwith Camel](#) révélant sa structure squelettique en bois. Celle-ci est recouverte de tissu et enduite de vernis cellulosique.

En 1909, le Français [Louis Blériot](#) construisit et fit voler un monoplane en bois et en toile, malgré son extrême fragilité. L'un des principaux avantages du monoplane réside dans sa faible traînée aérodynamique, comparée à celle des biplans ou triplans à ailes haubanées. Blériot s'inspira de l'approche d' [Octave Chanute](#) , où des câbles d'acier soutenaient les ailes uniques depuis un haut mât surplombant le fuselage. Cependant, ces câbles engendraient une traînée aérodynamique importante, réduisant ainsi les performances de l'appareil. Blériot utilisa également un fuselage en treillis soudé, à la fois léger et robuste, une méthode qui devint la norme pour la construction des premiers avions.

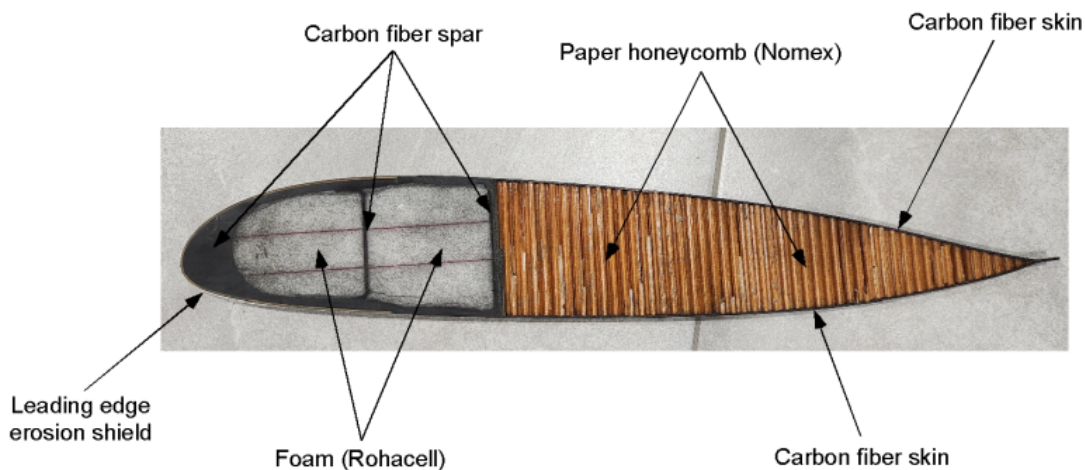
Dans les années 1920, les alliages d'aluminium adaptés à la construction aéronautique se répandirent, reléguant progressivement les avions en bois et en toile au passé. Par ailleurs, les années précédant la Seconde Guerre mondiale furent marquées par de nombreuses avancées dans la construction aéronautique, et la construction à revêtement travaillant en aluminium riveté devint la norme pour la quasi-totalité des nouveaux appareils. En 1925, Ford Motor Co. fit son entrée dans l'industrie aéronautique avec le [4-AT Trimotor](#) , un avion trimoteur entièrement métallique à revêtement en aluminium ondulé. Surnommé « The Tin Goose » (l'Oie de fer-blanc), il connut un succès immédiat et fut utilisé par plus de 100 compagnies aériennes à travers le monde.

Au milieu des années 1930, les avions devenaient plus grands et plus lourds et étaient presque entièrement construits en [aluminium à revêtement travaillant](#) , les composants étant rivetés. D'autres méthodes de construction furent mises au point pour obtenir la résistance et la rigidité structurelles requises pour les ailes, notamment les structures à longerons multiples et à caissons, dont l'une est illustrée dans la figure ci-dessous. Les structures à caissons utilisent plusieurs longerons, âmes et panneaux de cisaillement pour obtenir une rigidité élevée en flexion et en torsion, une utilisation efficace des matériaux et une redondance structurelle globale.



Un profil d'aile à poutre caisson utilisant une construction à revêtement en aluminium riveté et tendu.

Au cours des 50 dernières années, l'utilisation de composants sandwich à âme alvéolaire et en mousse, fabriqués à partir de matériaux composites tels que la fibre de verre et la fibre de carbone, a connu une croissance constante. Les panneaux sandwich en nid d'abeille d'aluminium collé, développés dans les années 1960, offrent une rigidité et une résistance exceptionnelles pour leur poids. Ces structures sandwich ont été de plus en plus utilisées pour les revêtements d'ailes, les gouvernes, les planchers de cabine, les lanceurs, les satellites, les pales d'hélice et de nombreuses autres applications. La construction sandwich est largement employée dans la fabrication des pales de rotor d'hélicoptère, comme illustré dans la figure ci-dessous. Les pales de rotor doivent être à la fois extrêmement résistantes et légères. Les charges dominantes sur la pale sont les forces centrifuges dues à sa rotation, qui produisent une contrainte de traction longitudinale. Les pales sont également soumises à des forces de portance cycliques, qui provoquent des flexions et des torsions. Les premières pales de rotor étaient fabriquées en aluminium ou en acier, utilisant parfois un nid d'abeille métallique comme matériau d'âme.



La construction en sandwich est largement utilisée dans la fabrication des pales de rotor d'hélicoptère.

Au cours des dernières décennies, les progrès en matière de matériaux et de techniques de fabrication ont permis de passer de structures de fuselage principalement en aluminium à des structures principalement composites, telles que le polymère renforcé de fibres de carbone (PRFC). Le PRFC offre plusieurs avantages

par rapport à l'aluminium traditionnel. Son rapport résistance/poids plus élevé signifie que les structures en PRFC peuvent atteindre une résistance égale, voire supérieure, tout en utilisant moins de matériau. Cette réduction du volume de matériau diminue le poids total de la structure, améliorant ainsi le rendement énergétique par unité de charge utile. Par exemple, le fuselage présenté sur la photo ci-dessous est environ 30 % plus léger que s'il était fabriqué selon la méthode de la construction à revêtement travaillant en aluminium.



Section « cylindrique » du fuselage d'un avion de ligne en polymère renforcé de fibres de carbone (PRFC).

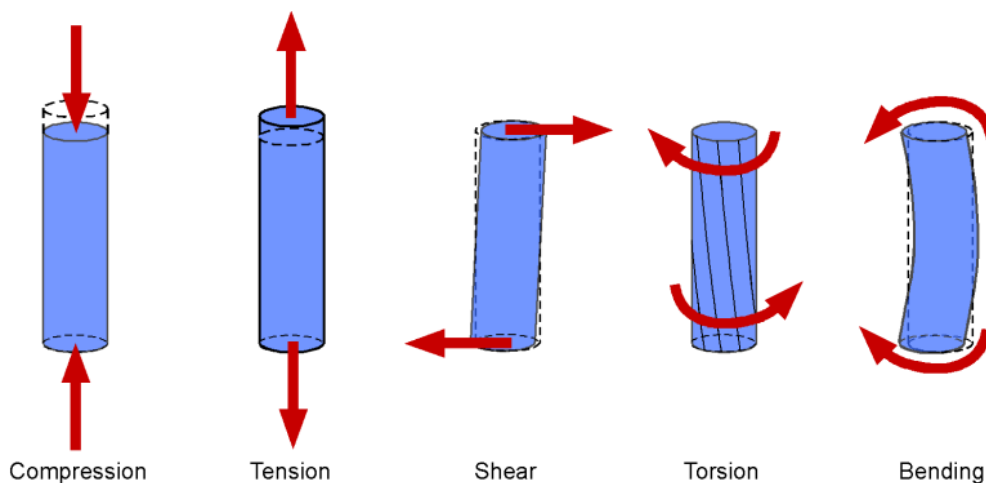
Les structures aérospatiales modernes peuvent être conçues sur mesure grâce à des techniques de calcul avancées, telles que la méthode des éléments finis (MEF). La MEF permet aux ingénieurs de simuler et d'analyser les performances structurelles de formes et de matériaux complexes dans diverses conditions. Cette conception sur mesure garantit l'optimisation de chaque composant pour une efficacité structurelle maximale, en équilibrant résistance, rigidité et poids. De plus, la résistance à la fatigue et à la corrosion du PRFC, combinée à ses propriétés mécaniques supérieures, offre une durée de vie plus longue et des coûts de maintenance réduits par rapport aux matériaux traditionnels. Par conséquent, le recours aux composites, tels que le polymère renforcé de fibres de carbone (PRFC), dans l'ingénierie aérospatiale représente un progrès significatif vers des cellules d'aéronefs plus légères, plus résistantes et plus efficaces, répondant aux exigences rigoureuses de l'aviation moderne.

L'histoire des structures spatiales s'étend des simples coques en acier inoxydable des premiers satellites aux conceptions modulaires complexes de la Station spatiale internationale (ISS). Parmi les étapes clés, citons la construction légère en aluminium et titane du module lunaire Apollo et la structure complexe en aluminium de la navette spatiale, recouverte de tuiles en carbone-carbone renforcées. Les structures modernes imprimées en 3D et gonflables permettent des conceptions économiques et adaptables. Parallèlement, des projets tels que Starship de SpaceX repoussent les limites en utilisant des structures légères en acier inoxydable, illustrant l'évolution constante des structures spatiales en réponse aux progrès technologiques et à l'évolution des objectifs d'exploration.

Types de charges et de contraintes structurales

Les charges aérodynamiques et autres forces appliquées à un aéronef engendrent des contraintes internes dans les matériaux qui le constituent. *La contrainte* est la force interne par unité de surface qui s'oppose à la déformation d'un matériau sous charge. La déformation correspondante du matériau sous charge est appelée *déformation*. Par conséquent, lorsqu'un matériau est soumis à une charge externe, il subit des contraintes et se déforme ; autrement dit, il présente toujours une certaine déformation, indépendamment de sa rigidité ou de sa résistance.

Comme illustré ci-dessous, cinq types de contraintes et de déformations peuvent affecter les structures aérospatiales : la compression (poussée ou écrasement), la traction (traction), le cisaillement, la torsion (torsion) et la flexion. Ces contraintes et déformations peuvent se produire individuellement dans un composant structural ou en combinaison avec d'autres charges.



Les cinq types fondamentaux de contraintes et de déformations pouvant être produites dans les structures d'aéronefs sont la compression, la tension, le cisaillement, la torsion et la flexion.

Les cinq types fondamentaux de contraintes et de déformations pouvant être produites dans les structures d'aéronefs sont la compression, la tension, le cisaillement, la torsion et la flexion.

- *La compression* est la contrainte qui provoque une déformation, en comprimant et en raccourcissant la pièce. La rigidité en compression d'un composant correspond à sa résistance aux forces de compression.
- *La tension* est la contrainte qui s'oppose à la force de traction exercée sur une pièce et qui provoque une déformation tendant à l'allonger. La rigidité en traction d'un composant correspond à sa résistance aux forces de traction.
- *Le cisaillement* est la contrainte qui s'oppose aux forces qui agissent en sens inverse, tendant à provoquer le déplacement d'une couche de matériau par rapport à la couche adjacente. Par exemple, la plupart des fixations utilisées dans les structures aérospatiales sont soumises au cisaillement.
- *La torsion* est la contrainte produite par un couple qui provoque une déformation par torsion. Le couple étant un moment, il est le produit d'une force et d'une distance, ou « bras de levier ». Par conséquent, la rigidité en torsion d'un composant correspond à sa résistance à la torsion.

- *Les contraintes de flexion* résultent de la combinaison de contraintes de compression et de traction dans le matériau. Un longeron ou tout autre composant de type poutre soumis à un moment de flexion subira une déformation en compression d'un côté et une déformation en traction de l'autre. Dans la plupart des cas, les éléments structuraux des structures aérospatiales sont conçus pour supporter principalement des contraintes de traction ou de compression plutôt que de flexion pure.

Relations entre contrainte et déformation structurelles

La contrainte, notée σ , est une mesure des forces internes qui se développent au sein d'une structure sous l'effet de charges externes. Elle est définie comme la force par unité de surface agissant sur une section transversale de la structure, c'est-à-dire

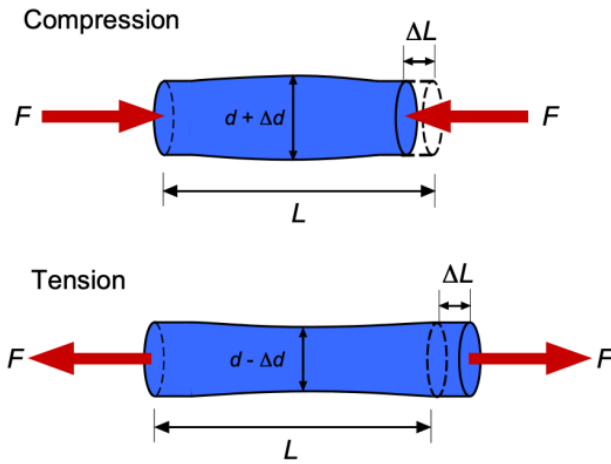
$$\sigma = \frac{F}{A_c} \quad (1)$$

où F est la force appliquée et A_c l'aire de la section transversale sur laquelle elle s'exerce. La contrainte se mesure en unités de force par unité de surface et est analogue à la pression interne au sein d'un solide. Une force qui tend à allonger un élément de structure produit une *contrainte de traction*, tandis qu'une force qui le raccourcit produit une *contrainte de compression*. Lorsqu'une structure est soumise à des contraintes normales égales dans toutes les directions, on dit qu'elle est soumise à une *contrainte volumique*.

La déformation, généralement notée ϵ (ou ε dans certains ouvrages), est une mesure cinématique de la *déformation* qui décrit la variation de longueur d'un élément de ligne matérielle lorsque le corps est soumis à une charge. Pour une déformation uniaxiale en régime de petites déformations (linéarisé), la déformation normale est définie comme la variation de longueur par unité de longueur initiale, c'est-à-dire $\epsilon' = 0$.

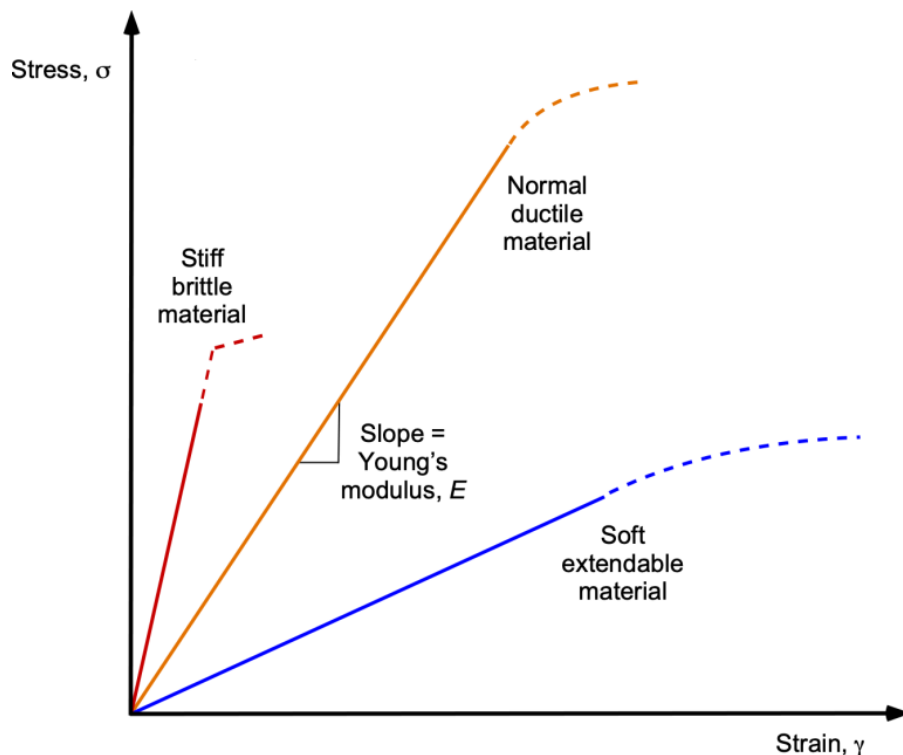
$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L} \quad (2)$$

où L représente la longueur initiale (non déformée) et ΔL la variation de longueur induite par les charges appliquées, comme illustré dans la figure ci-dessous. Outre la variation axiale de longueur, la figure montre également qu'une barre prismatique soumise à la traction s'amincit légèrement, tandis qu'une barre soumise à la compression s'épaissit légèrement, indiquant qu'une déformation se produit simultanément dans les directions transversales. La déformation est une grandeur purement géométrique et sans dimension, indépendante du matériau lui-même ; la réponse du matériau n'intervient que par le biais de la relation constitutive entre contrainte et déformation.



La déformation est le rapport entre la variation de longueur et la longueur initiale ; un amincissement latéral se produit en tension et un épaissement latéral en compression.

Alors que les charges appliquées et la géométrie déterminent la contrainte, la déformation résultante dépend de la rigidité du matériau. De nombreux matériaux d'ingénierie présentent une relation élastique linéaire entre la contrainte et la déformation, comme illustré dans la figure ci-dessous, du moins jusqu'à la limite de proportionnalité, indiquée par la ligne pointillée. Au-delà de cette limite, la réponse du matériau devient non linéaire à mesure que se développe une déformation permanente, et la poursuite de la charge conduit finalement à la rupture.



Comportement typique contrainte-déformation linéaire des matériaux rigides et mous.

L'élasticité des matériaux implique que lorsque la charge est supprimée et que la contrainte est relâchée, le matériau retrouve son état initial non déformé. Cette relation linéaire contrainte-déformation est connue

sous le nom de [loi de Hooke](#) . La pente de la courbe contrainte-déformation est appelée *module d'élasticité* , noté E et généralement désigné sous le nom [de module de Young](#) .

$$E = \frac{\sigma}{\epsilon} \quad (3)$$

Les matériaux à module de Young élevé sont rigides et ne se déforment que légèrement sous charge, tandis que les matériaux à module de Young faible sont plus souples et subissent des déformations plus importantes pour une même contrainte appliquée.

Le module de Young établit la relation entre la contrainte normale et la déformation normale dans la direction de la charge appliquée. Dans un solide tridimensionnel réel, cependant, une déformation axiale ne peut se produire isolément. Lorsqu'une barre cylindrique prismatique est soumise à une traction uniaxiale, elle s'allonge non seulement dans la direction de la charge, mais se contracte simultanément dans les deux directions transversales, de sorte que son diamètre diminue de sa valeur initiale d à une valeur finale $d - \Delta d$. Inversement, lorsqu'elle est soumise à une compression uniaxiale, la barre se raccourcit axialement et s'étend latéralement, son diamètre augmentant alors de d à une valeur $d + \Delta d$ finale. Ce couplage des déformations axiale et latérale est une conséquence cinématique fondamentale de la continuité du matériau et se produit même lorsque le comportement du matériau reste parfaitement élastique.

Les déformations axiales et transversales correspondantes peuvent s'écrire, pour de petites déformations, comme suit :

$$\epsilon_{\text{axial}} = \frac{\Delta L}{L} \quad \text{and} \quad \epsilon_{\text{transverse}} = \frac{\Delta d}{d} \quad (4)$$

Le rapport entre ces deux déformations est caractérisé par le coefficient de Poisson, noté ν , qui est défini comme le rapport négatif de la déformation transversale à la déformation axiale, c'est-à-dire,

$$\nu = - \frac{\epsilon_{\text{transverse}}}{\epsilon_{\text{axial}}} = - \frac{(\Delta d/d)}{(\Delta L/L)} \quad (5)$$

Pour la plupart des matériaux de construction, le coefficient de Poisson se situe entre 0,2 et 0,35 environ. Le module d'Young E et le coefficient de Poisson ν caractérisent conjointement la réponse élastique linéaire d'un matériau isotrope soumis à de faibles déformations. Le module d'Young E détermine la résistance à la déformation axiale, tandis que ν le coefficient de Poisson détermine l'intensité du couplage entre la déformation dans la direction de la charge et l'amincissement ou l'épaississement latéral concomitant du matériau. Ce couplage est fondamental pour l'analyse des contraintes planes et des déformations planes, et joue un rôle central dans la flexion des plaques, le comportement des coques, la mise en charge par compression et la torsion.

Matériau (qualité aéronautique typique)	Module de Young, E (GPa)	Coefficient de Poisson, ν
Alliage d'aluminium 2024-T3	73	0,33
Alliage d'aluminium 7075-T6	71–72	0,33
Alliage de titane Ti-6Al-4V	110–114	0,34
Acier 4130 (normalisé)	200–205	0,29
Alliage de magnésium AZ31B	44–45	0,35
Composite en fibre de carbone (stratifié quasi-isotrope)	55–75	0,04–0,10
Composite en fibre de verre (stratifié quasi-isotrope)	20–30	0,20–0,30

Vérifiez vos connaissances n° 1 – Détermination des contraintes et des déformations dans un élément de structure

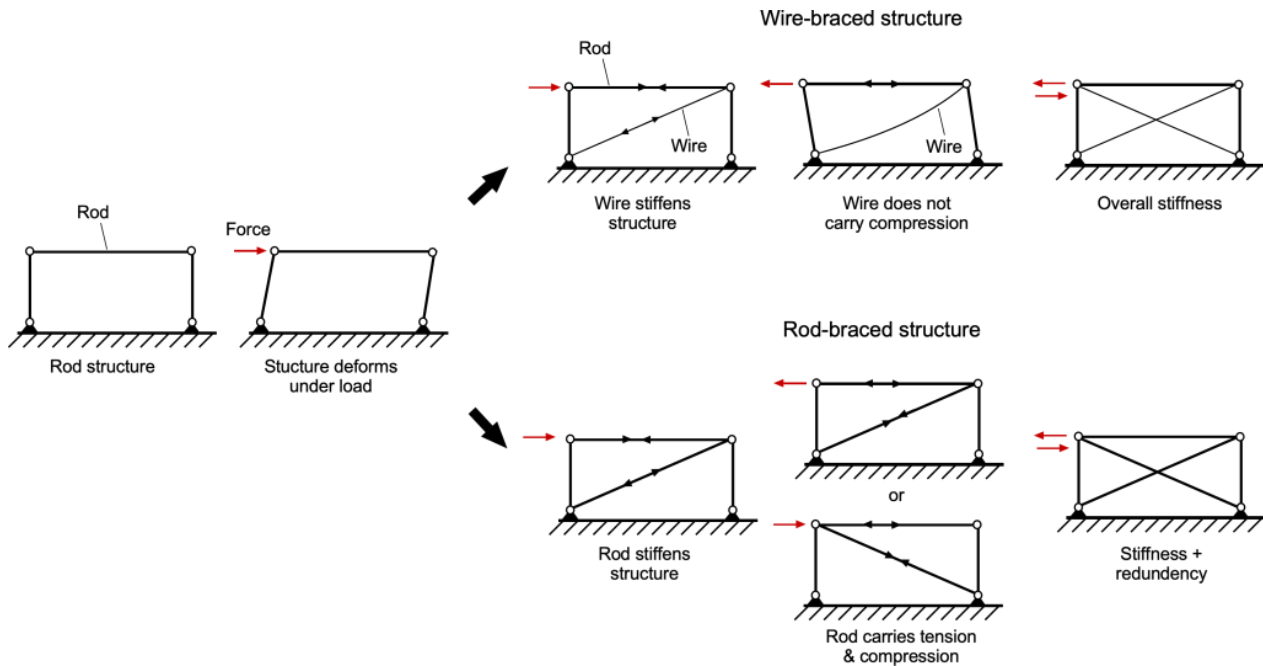
Un élément de structure d'une cellule d'avion présente une section transversale de $3,2 \text{ cm}^2$ et une longueur de 1,3 m. Une force de traction de 0,51 kN est appliquée à cet élément, provoquant un allongement de 0,21 mm. En supposant le matériau parfaitement élastique, déterminer la contrainte et la déformation dans l'élément.

► Afficher la solution/masquer la solution.

Treillis et âmes de cisaillement

Le développement des concepts structurels des avions a suivi les progrès de l'aérodynamique, des matériaux et des performances de vol. Sur les premiers avions, comme le Wright Flyer et de nombreux biplans de la Première Guerre mondiale, une part importante de la cellule était constituée de treillis formés de barres et de câbles, comme illustré dans la figure ci-dessous. Ces structures étaient composées d'une série d'éléments triangulaires, généralement construits en bois ou en tubes d'acier, avec des câbles tendus assurant le contreventement et contribuant à la rigidité structurelle. En combinant judicieusement barres et câbles, les concepteurs obtenaient une structure légère et mécaniquement efficace. Un revêtement en tissu recouvrait le treillis pour créer une surface aérodynamiquement lisse, bien que le tissu lui-même ne soit pas porteur. Bien que ces structures en treillis fussent relativement faciles à fabriquer, l'utilisation de câbles diagonaux limitait leur ca-

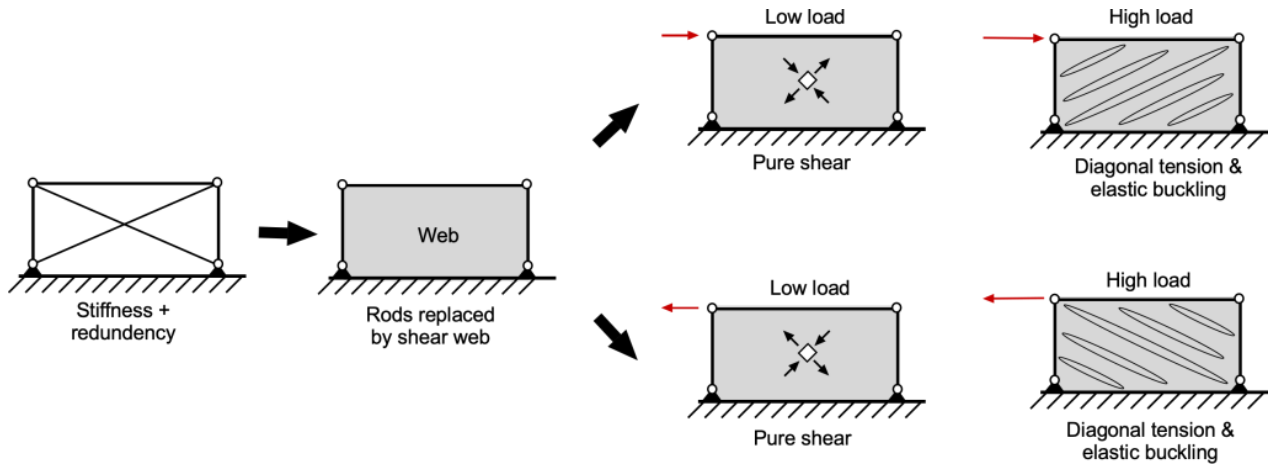
capacité à supporter des charges de traction. Par conséquent, tout élément en compression devait être une barre rigide.



Les premières structures d'avions étaient constituées de treillis composés de tiges et/ou de câbles.

Bien que les structures à treillis soient relativement simples, elles manquent de redondance. Par conséquent, la rupture d'une seule tige ou d'un seul câble peut entraîner l'effondrement catastrophique de toute la structure. Pour pallier cette vulnérabilité, les ingénieurs ont commencé à intégrer des principes de conception à sécurité intégrée. Contrairement aux structures à durée de vie sûre, où chaque composant doit résister à toute sa durée de vie nominale sans défaillance, les systèmes à sécurité intégrée sont conçus pour tolérer la défaillance d'éléments individuels en redistribuant les charges par des chemins structurels alternatifs. Un treillis composé entièrement de tiges rigides, plutôt que d'une combinaison de tiges et de câbles de tension, offre une résistance accrue et une redondance intrinsèque. Cette philosophie de conception est devenue de plus en plus cruciale à mesure que les structures aéronautiques ont évolué vers des configurations porteuses plus intégrées et continues.

Par la suite, les ingénieurs ont abandonné les éléments structuraux discrets au profit de la construction de structures à l'aide d'éléments continus, notamment des plaques minces appelées âmes de cisaillement, comme illustré dans la figure ci-dessous. Les éléments supérieurs et inférieurs servaient de semelles, reprenant les efforts axiaux de traction et de compression dus aux moments de flexion et autres charges. Les âmes de cisaillement reliaient ces semelles sur toute leur longueur, complétant ainsi les chemins de charge et permettant à la structure de résister à la fois à la flexion et au cisaillement. Les premières conceptions comportaient encore des cadres internes et des longerons recouverts d'un revêtement textile non porteur. Cependant, à mesure que les avions devenaient plus grands et plus rapides et subissaient des charges aérodynamiques plus importantes, les concepteurs ont progressivement remplacé les éléments diagonaux en treillis par des plaques continues de cisaillement. Ils ont adopté la construction à revêtement travaillant avec des tôles d'aluminium, ce qui a considérablement amélioré l'intégrité structurelle de la cellule.



L'ajout d'âmes de cisaillement a permis de relier les différents éléments, leur permettant ainsi de supporter la tension et la compression. Un léger flambement élastique ne réduit pas la capacité à supporter des charges de compression.

Cette transition a introduit un nouveau défi de conception : le flambement des âmes minces. Les tôles soumises à une contrainte de compression sont sujettes à une instabilité élastique, communément appelée [flambement](#). Bien que le flambement n'entraîne pas systématiquement une rupture structurale, il réduit la rigidité effective et diminue la capacité portante ultime de la structure, nécessitant souvent un renforcement ou une refonte. Si l'augmentation de l'épaisseur de l'âme constitue une solution, une approche plus légère consiste à intégrer des éléments de support, appelés raidisseurs ou longerons, fixés à l'âme mince afin de prévenir le flambement local.

Face à l'augmentation des exigences en matière de performances des avions, notamment en termes de vitesse, de maniabilité et de capacité d'emport, les concepteurs ont adopté des structures à revêtement entièrement travaillé et semi-monocoques. Dans ces configurations, le revêtement externe n'était plus un simple carénage aérodynamique passif, mais un élément porteur actif de la cellule. Ce revêtement supportait une part importante des efforts de cisaillement et de flexion, en particulier en torsion, ce qui permettait d'obtenir des structures robustes, légères et intrinsèquement redondantes.

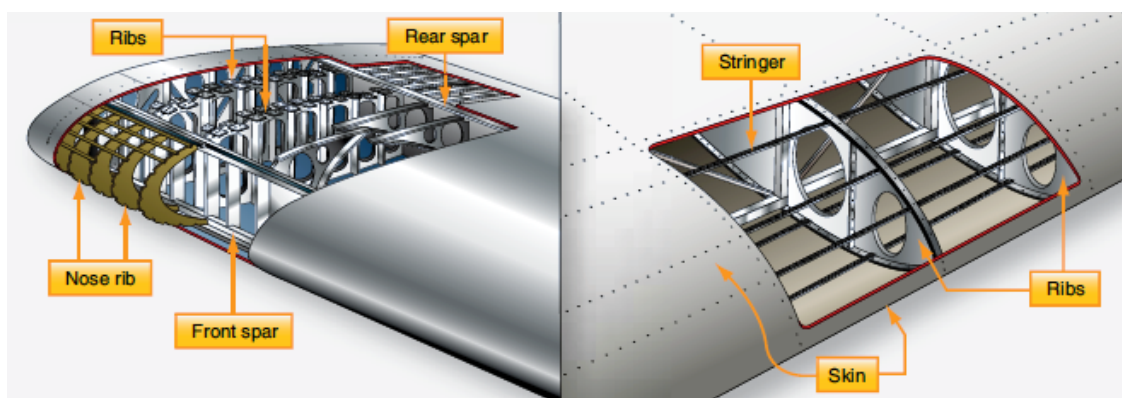
Structures d'ailes

Les ailes génèrent la portance nécessaire pour compenser le poids de l'avion et constituent généralement les éléments structuraux les plus importants et les plus lourds de la cellule. De ce fait, elles doivent être conçues pour être à la fois extrêmement résistantes et aussi légères que possible. La géométrie des ailes varie considérablement, et chaque conception particulière reflète un compromis entre résistance structurale, poids et efficacité aérodynamique. Sur certains avions, notamment les plus petits ou les plus lents, les ailes peuvent être haubanées extérieurement par des entretoises ou des câbles pour supporter les charges aérodynamiques. Si cette approche permet d'alléger la structure interne de l'aile, elle augmente la traînée due aux éléments de haubannage exposés.

Dans les années 1930, la généralisation des monoplans, offrant intrinsèquement une traînée aérodynamique inférieure à celle des biplans, a engendré une demande croissante de structures d'ailes plus robustes et plus légères. L'augmentation des vitesses de vol et des charges alaires a nécessité des solutions structurales plus

avancées que les longerons treillis et les ailes haubanées externes couramment utilisés dans les conceptions antérieures. Pour répondre à ces exigences, les ingénieurs ont introduit de fines âmes de cisaillement entre les semelles supérieure et inférieure du longeron principal, permettant à ce dernier de fonctionner comme une poutre en I. Cette conception répartissait efficacement les efforts de flexion sur les semelles, tandis que l'âme de cisaillement supportait les efforts de cisaillement transversaux. Sur certains aéronefs, notamment ceux nécessitant une rigidité en torsion plus élevée ou des portées plus importantes, la configuration en I a été remplacée ou complétée par une poutre caisson à section fermée, améliorant encore la résistance au cisaillement et à la torsion. Ces innovations ont marqué un tournant fondamental vers la construction semi-monocoque, ouvrant la voie aux conceptions à revêtement travaillant qui permettaient des profils aérodynamiques plus épurés, un poids structurel réduit et des performances globales supérieures.

Aujourd'hui, les ailes sont conçues comme des poutres en porte-à-faux complètes afin de réduire la traînée, c'est-à-dire sans aucun renfort externe. La plupart des ailes possèdent divers éléments structuraux internes recouverts d'un revêtement en tôle d'aluminium mince ; il s'agit donc d'une conception semi-monocoque classique à revêtement travaillant, comme illustré dans la figure ci-dessous. La structure interne des ailes est composée d'un treillis de *longerons* et de *lisses* orientés dans le sens de l'envergure, et de *nervures* ou autres éléments de *renfort* disposés dans le sens de la corde. Le longeron principal est l'élément structural principal de l'aile, supportant la majeure partie des efforts de flexion et de cisaillement. Le revêtement supporte la majeure partie des efforts de torsion et transmet ces contraintes aux nervures de l'aile.



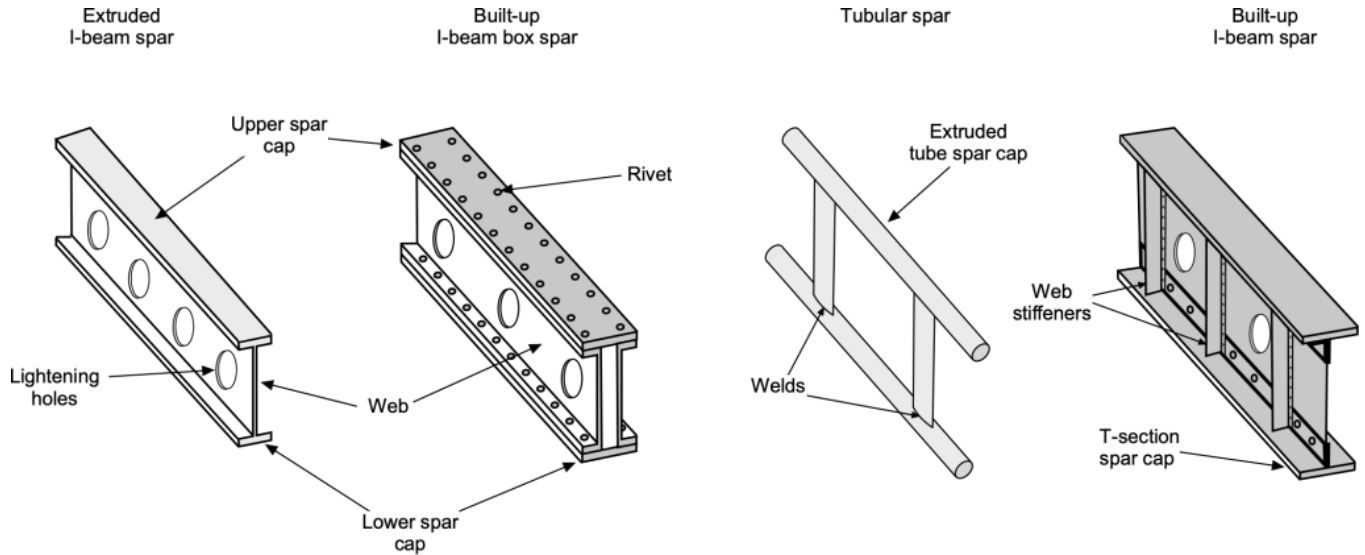
La structure typique d'une aile comprend des longerons longitudinaux et des nervures longitudinales, le tout recouvert d'une fine enveloppe rivetée à la structure sous-jacente.

Les nervures confèrent à l'aile son profil aérodynamique et transmettent les charges du revêtement et les longerons aux longerons. Légères, elles sont découpées dans une feuille d'aluminium plate et percées d'orifices à rebord pour réduire le poids total de l'ensemble. Le rebord des orifices accroît la résistance au flambage. La nervure est munie d'un renfort périphérique, souvent en forme de « T » ou de « L », qui la rigidifie et la renforce avant son rivetage au revêtement de l'aile. Les nervures peuvent s'étendre du bord d'attaque au longeron arrière ou au bord de fuite de l'aile. Des nervures similaires servent également à la construction des ailerons, des gouvernes de profondeur, des gouvernes de direction et d'autres composants.

longerons et moments de flexion

Selon les critères de conception de l'aéronef, les longerons peuvent être en métal, en bois ou en matériaux composites. Ils sont généralement fixés au fuselage par des boulons, à l'aide de divers systèmes de fixation

permettant de répartir les charges. Les longerons principaux d'aile sont des variantes de poutres [en I](#), constituées soit d'un profilé d'aluminium extrudé massif, soit de plusieurs profilés d'aluminium extrudés rivetés, comme illustré ci-dessous. Les semelles supérieure et inférieure du profilé en I, ou *semelles de longeron*, supportent les efforts de compression et de traction dus à la flexion. La partie verticale, communément appelée *âme*, supporte les efforts de cisaillement verticaux. L'âme constitue la partie principale du longeron, à laquelle sont fixées les semelles de longeron.



Exemples de longerons d'aile en aluminium, généralement constitués d'une ou plusieurs extrusions agencées en forme de poutre en I pour supporter les charges de flexion et de cisaillement de l'aile.

La contrainte, σ , dans un longeron d'aile peut être calculée à l'aide de l'équation de contrainte de flexion donnée par

$$\sigma = \frac{My}{I} \quad (6)$$

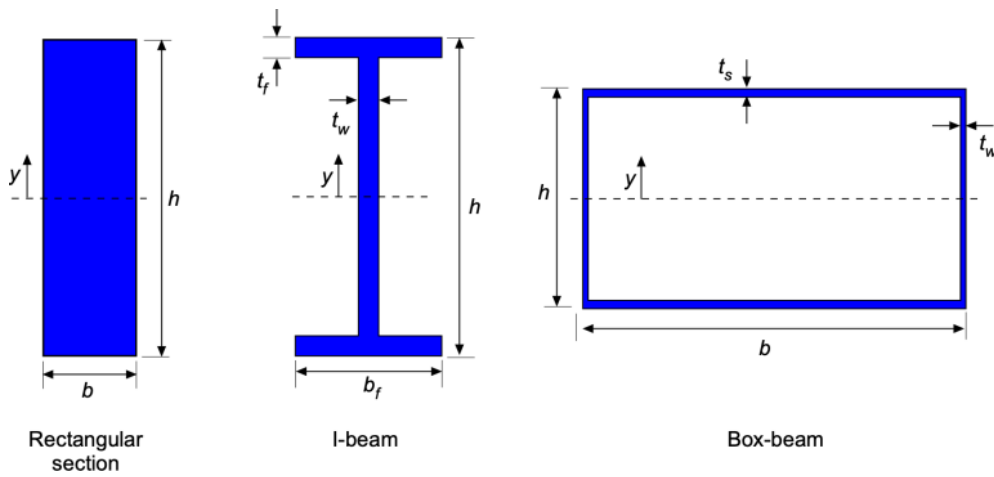
où M représente le moment de flexion, I le moment d'inertie de la section et y la distance entre l'axe neutre et le point de calcul des contraintes, comme illustré ci-dessous. Les contraintes maximales se situent au niveau des semelles des longerons, la semelle inférieure étant soumise à la traction et la semelle supérieure à la compression. Pour une section symétrique, l'axe neutre se trouve à mi-chemin entre le haut et le bas de la section.

Le moment d'inertie I de la section transversale du longeron (ou de l'aile entière) dépend de la géométrie de cette section. Des valeurs sont [disponibles](#) pour les formes courantes, notamment les rectangles, les profilés en L, en T, en U et en I. Par exemple, une section rectangulaire de largeur b et de hauteur h données a un moment d'inertie de :

$$I = \frac{bh^3}{12} \quad (7)$$

comme illustré dans la figure ci-dessous. Pour une poutre en I symétrique standard de largeur d'aile b_f , d'épaisseur d'aile t_f , d'épaisseur d'âme t_w et de hauteur totale h , alors

$$I = \frac{b_f h^3}{12} - \frac{(b_f - t_w)(h - 2t_f)^3}{12} \quad (8)$$



Formes de sections transversales de longerons pour illustrer le calcul du moment d'inertie.

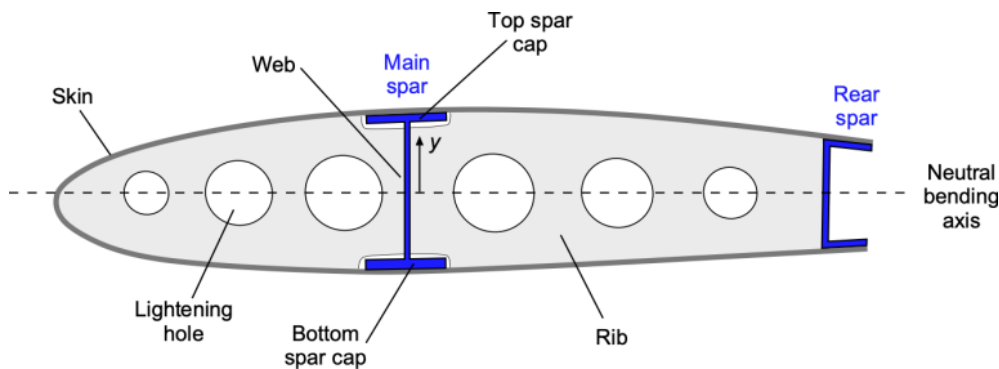
Pour les structures d'ailes à parois minces, un caisson d'aile rectangulaire fermé de largeur b , de hauteur h , d'épaisseur de revêtement t_s et d'épaisseur de longeron t_w a un moment d'inertie approximatif de surface

$$I \approx \frac{b h^3}{12} - \frac{(b - 2t_w)(h - 2t_s)^3}{12} \quad (9)$$

Dans les cas où les parois sont très minces par rapport aux dimensions de la boîte, ce résultat se réduit à la forme à parois minces donnée par

$$I \approx t_s b h^2 + t_w h b^2 \quad (10)$$

Dans une aile d'avion léger classique, les principaux éléments porteurs sont les longerons et le revêtement ; les nervures définissent la forme de la section transversale. La figure ci-dessous illustre une section transversale d'une aile relativement simple, mettant en évidence l'emplacement du longeron principal et d'un longeron arrière secondaire. Le longeron principal est placé près du quart de corde, où la portance aérodynamique est concentrée, et est dimensionné pour résister à la majeure partie du moment de flexion de l'aile. Il comporte généralement des semelles supérieures et inférieures (ou brides) reliées par une âme verticale, formant une poutre en I ou une poutre caisson ; les semelles reprennent les contraintes de flexion principales en traction et en compression, tandis que l'âme transmet les efforts tranchants associés. L'épaisseur des semelles peut varier selon l'application.



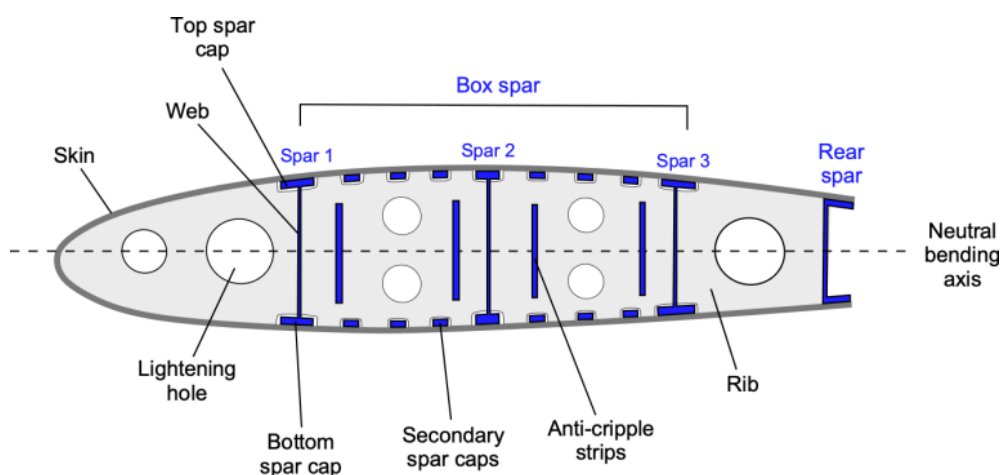
Coupe transversale structurelle d'une aile relativement simple montrant l'emplacement du longeron principal et du longeron arrière secondaire.

Plus en arrière, généralement à environ 55-65 % de la corde, un longeron arrière plus léger, souvent de section en C, est installé principalement pour reprendre les efforts de cisaillement et supporter la structure du bord de fuite, notamment les volets et les ailerons. Avec les nervures et le revêtement, le longeron principal et le longeron arrière forment un caisson de torsion fermé, de sorte que les efforts de torsion dus aux moments de tangage aérodynamiques et aux déformations des gouvernes sont efficacement repris par le cisaillement dans le revêtement et les âmes du longeron. La zone entre les longerons, ou entre le longeron avant et le bord d'attaque, est généralement utilisée comme compartiment à carburant ou pour loger les systèmes et les tringleries de commande. Elle fait néanmoins partie intégrante du caisson d'aile, qui assure la rigidité en flexion et en torsion.

Les revêtements supérieur et inférieur de l'aile sont collés ou fixés aux semelles de longeron et aux nervures afin de participer pleinement à la reprise des efforts de flexion, transformant ainsi la section transversale en une poutre caisson. En portance positive, le revêtement supérieur et les semelles de longeron supérieures sont soumis à une compression, tandis que le revêtement inférieur et les semelles inférieures sont soumis à une tension. Des raidisseurs et des nervures locales répartissent ces efforts dans les revêtements, maintiennent le profil de l'aile et empêchent le flambage local des éléments en tôle mince.

Poutres caissons à plusieurs longerons

Les avions de grande taille possèdent plusieurs longerons pouvant être intégrés à une poutre caisson, comme illustré ci-dessous ; il s'agit d'une conception structurelle standard pour les avions de ligne commerciaux. Cette structure utilise deux ou trois longerons longitudinaux principaux pour relier les nervures et les cloisons, formant ainsi une structure caissonnée offrant une résistance importante à la flexion et à la torsion. L'intérieur des ailes peut également accueillir des *réservoirs de carburant*. Les joints d'aile sont scellés avec un mastic spécial résistant au carburant, permettant ainsi le stockage direct de ce dernier à l'intérieur de la structure ; on parle alors d' *aile humide*. Il est également possible d'installer un réservoir souple ou un réservoir de carburant séparé à l'intérieur de l'aile, une solution plus courante sur les avions de petite taille.



La structure d'aile à poutre caisson est une conception standard pour les avions de ligne commerciaux car elle offre une résistance importante à la flexion et à la torsion ainsi qu'une redondance structurelle.

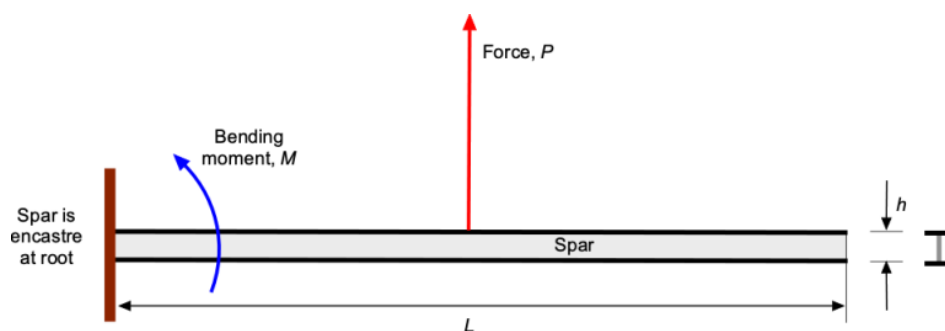
Des longerons et des lisses secondaires peuvent être utilisés pour renforcer la structure, prévenir le flambage

et assurer une redondance structurelle, contribuant ainsi à la sécurité intrinsèque de l'aile. Dans ce contexte, la sécurité intrinsèque signifie que, si un composant critique de l'aile venait à défaillir, la redondance structurelle résiduelle et les chemins de charge alternatifs sont suffisants pour éviter une défaillance catastrophique. La définition de la sécurité intrinsèque retenue par la FAA est la suivante : « L'attribut de la structure qui lui permet de conserver sa résistance résiduelle requise pendant une période d'utilisation sans réparation après la défaillance, totale ou partielle, d'un élément structurel principal. »

Aujourd'hui, les matériaux composites sont également utilisés pour fabriquer des longerons d'aile à sécurité intégrée grâce à leur excellent rapport résistance/poids et leur résistance à la fissuration par fatigue. La fatigue est l'affaiblissement d'un matériau dû à des charges cycliques répétées, pouvant entraîner une rupture catastrophique d'un longeron d'aile ou d'un autre composant structurel si une fissure de fatigue se propage excessivement. Les angles vifs étant une source fréquente de fissures de fatigue, on utilise des trous arrondis et des transitions géométriques douces pour améliorer la résistance à la fatigue.

Vérifiez vos connaissances n° 2 – Moments de flexion et contraintes dans un escrimeur

Un ingénieur doit calculer la contrainte maximale dans la semelle inférieure d'un longeron d'aile en porte-à-faux. Le matériau est un alliage d'aluminium dont la contrainte admissible maximale est de 276 MPa. Le longeron mesure 3 m de long et 0,1 m de haut. Il doit supporter une charge en vol de 20 kN avec un coefficient de sécurité de 5, cette charge étant considérée comme agissant au milieu du longeron. Le moment d'inertie du longeron est de $I = 4.167 \times 10^{-5} \text{ m}^4$. Le longeron est considéré comme encastré à son emplanture.



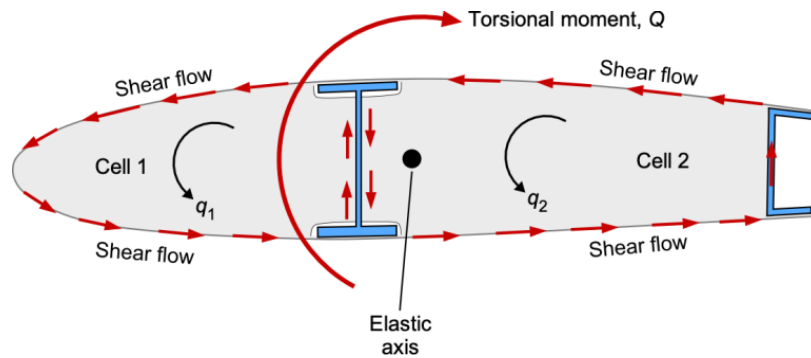
► Afficher la solution/masquer la solution.

Flux de torsion et de cisaillement

Lorsqu'une aile est chargée en vol, elle se courbe et se tord sous l'effet des moments de tangage aérodynamiques et des efforts de contrôle du bord de fuite. Comme mentionné précédemment, ce moment de torsion est appelé torsion. L'aile se tord naturellement autour de son *axe élastique*, car cet axe définit la direction, le long de l'envergure, où la flexion et la torsion sont découplées. Dans un caisson d'aile à parois minces, la torsion est contrée par les contraintes de cisaillement dans le revêtement et les âmes des longerons. Ces contraintes de cisaillement forment une distribution continue, appelée *flux de cisaillement*, notée q , comme illustré dans la figure ci-dessous. Pour une tôle mince d'épaisseur t_s , le flux de cisaillement est défini comme

$$q = \tau t_s \quad (11)$$

Où τ se situe la contrainte de cisaillement ? Notez que le flux de cisaillement s'exprime en unités de force par unité de longueur.



Le concept d'écoulement de cisaillement dans une boîte à aile à deux cellules.

Dans un caisson d'aile fermé, la torsion est supportée par un écoulement de cisaillement circulant autour de chaque cellule fermée, illustrant ainsi la répartition des efforts de torsion entre le revêtement et les longerons. Ces derniers supportent la majeure partie du cisaillement vertical dû à la flexion, tandis que le revêtement et les âmes supportent conjointement le cisaillement associé à la torsion. On constate qu'un caisson d'aile multicellulaire offre une rigidité en torsion supérieure à celle d'une configuration monocellulaire. Il crée deux zones fermées capables de supporter efficacement la torsion. Les écoulements de cisaillement circulants dans ces cellules interagissent avec les moments de tangage aérodynamiques, les moments de charnière des gouvernes et les couples d'inertie qui apparaissent en vol.

Cet exemple de caisson à deux cellules présente deux écoulements de cisaillement, un dans chaque cellule. Considérons une cellule à paroi mince avec un écoulement de cisaillement tangentiel q_i le long de son périmètre. Un élément de paroi de longueur ds produit un moment de torsion élémentaire $\mu dQ_i = q_i r_{\perp} ds$, où $r_{\perp}$ est la distance perpendiculaire entre le centre de gravité de la cellule et le segment de paroi. L'intégration sur l'ensemble du cercle fermé donne le couple total supporté par cette cellule.

$$Q_i = \oint q_i r_{\perp} ds \quad (12)$$

Pour tout contour fermé à parois minces, l'intégrale de ligne $\oint r_{\perp} ds$ est une quantité géométrique égale à deux fois l'aire délimitée par la cellule, soit $\oint r_{\perp} ds = 2A_i$. En substituant ce résultat, on obtient

$$Q_i = 2 A_i q_i \quad (13)$$

Si les aires délimitées sont A_1 et A_2 , avec les flux de cisaillement correspondants q_1 et q_2 , et un couple appliqué Q , alors l'équilibre de torsion exige que

$$Q = 2 A_1 q_1 + 2 A_2 q_2 \quad (14)$$

Une seconde équation découle de la compatibilité. La torsion par unité de longueur doit être identique dans les deux cellules. Pour une section fermée à paroi mince, le taux de torsion dans la cellule i est

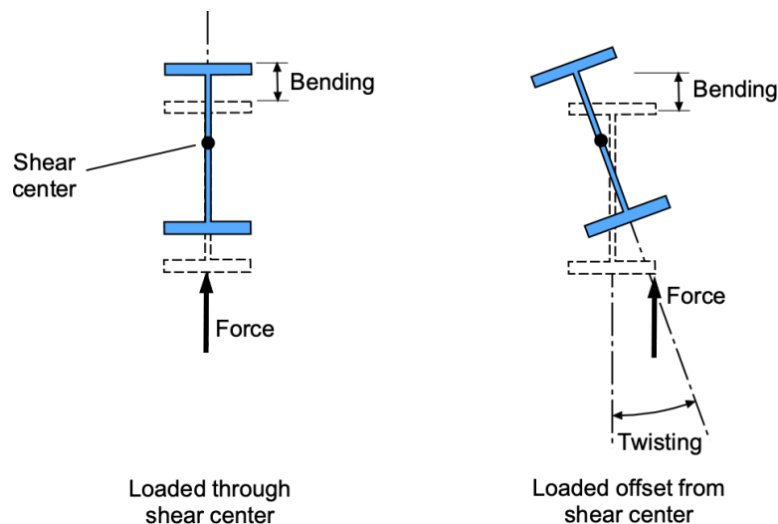
$$\theta'_{(i)} = \frac{1}{2 A_i G} \oint_i \frac{q_i}{t_s} ds \quad (15)$$

L'application de cela aux deux cellules donne

$$\theta'_{(1)} = \frac{1}{2 A_1 G} \oint_1 \frac{q_1}{t_s} ds \quad \text{and} \quad \theta'_{(2)} = \frac{1}{2 A_2 G} \oint_2 \frac{q_2}{t_s} ds \quad (16)$$

où G représente le module de cisaillement et les intégrales de ligne sont calculées une fois autour de chaque cellule. Puisque la boîte d'aile entière doit se tordre comme un seul composant, la condition de compatibilité impose $\theta'_{(1)} = \theta'_{(2)}$. Cette condition permet de calculer q_1 et q_2 . Une fois les flux de cisaillement connus, les contraintes de cisaillement en découlent $\tau = q/t_s$.

Le concept de *centre de cisaillement* découle directement de ces idées. Le centre de cisaillement est le point, sur la section transversale d'un longeron ou d'une poutre, où une force transversale doit être appliquée pour que la poutre fléchisse sans se tordre. Par exemple, lorsqu'une charge est appliquée à un longeron sous la forme d'une poutre en I, comme illustré dans la figure ci-dessous, l'effort tranchant vertical est principalement supporté par l'âme et transmis aux semelles par des flux de cisaillement le long des jonctions âme-se-melle. Ces efforts internes agissent en différents points de la section et peuvent, en général, engendrer à la fois une flexion et une torsion.



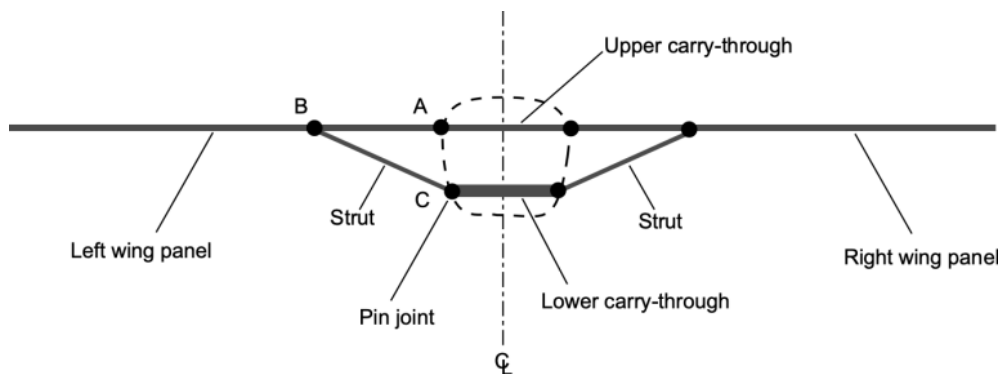
Flexion d'une poutre en I avec la charge appliquée au centre de cisaillement (à gauche) et loin du centre de cisaillement (à droite).

Si la charge est appliquée au centre de cisaillement, les effets de torsion des efforts tranchants internes s'annulent et la poutre fléchit sans tendance à la rotation. Si la charge est appliquée ailleurs, les efforts tranchants internes ne s'équilibrent plus et la poutre fléchit et se tord. Dans le cas d'une poutre en I symétrique, les ef-

forts tranchants sont répartis symétriquement dans les semelles supérieure et inférieure, de sorte que leurs moments de torsion s'annulent à l'axe de l'âme. Par conséquent, le centre de cisaillement se situe sur l'axe de l'âme, à mi-chemin entre les semelles.

Structures d'ailes renforcées

L'aile haubanée est une configuration structurelle typique des avions légers. Un hauban diagonal extérieur relie le panneau d'aile à un joint inférieur du fuselage, comme illustré ci-dessous. Ce hauban a pour rôle de réduire les contraintes de flexion à l'emplanture de l'aile en transmettant une partie de la portance aérodynamique par des forces axiales plutôt que par la seule flexion interne. Bien que moins aérodynamique qu'une aile cantilever et présentant une traînée plus élevée, l'aile haubanée offre une efficacité structurelle significative, permettant l'utilisation de longerons plus légers et un poids d'aile réduit pour une même capacité portante. La série [Cessna 172](#) illustre parfaitement l'efficacité et la durabilité de cette configuration, qui est restée pratiquement inchangée pendant des décennies de production.



Les structures d'ailes haubanées sont couramment utilisées sur les petits avions pour réduire le poids, au prix toutefois d'une légère augmentation de la traînée.

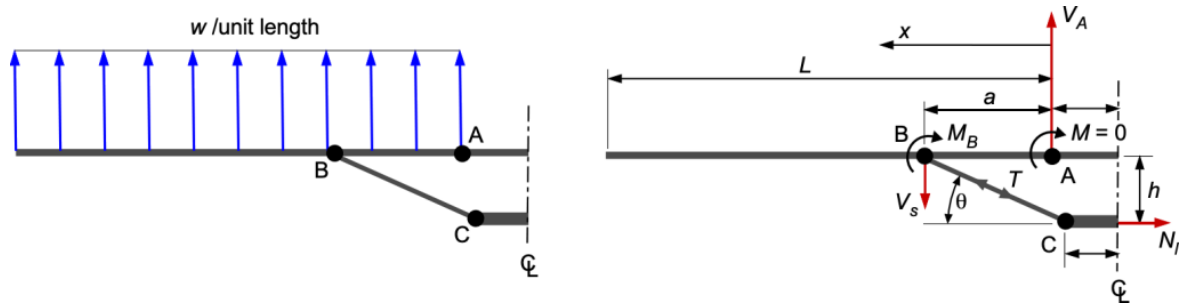
Pour étudier les efforts internes dans une telle structure, l'aile et ses éléments de haubanage peuvent être modélisés comme une structure articulée composée des panneaux d'aile, des traverses supérieures et inférieures du fuselage, et des mâts diagonaux gauche et droit. En vol horizontal stabilisé, les panneaux d'aile génèrent une portance aérodynamique répartie, et la structure combinée transmet cette charge au fuselage par un système d'efforts axiaux dans les mâts et les traverses, ainsi que par des efforts de cisaillement et de flexion dans les longerons de l'aile.

Considérons la moitié gauche d'une aile haubanée, idéalisée comme illustré dans la figure ci-dessous. Le panneau d'aile s'étend de l'axe d'emplanture au point situé à l'extrémité libre $x = L$, et le hauban est fixé à l'aile au point B situé à $x = a$. La portance aérodynamique répartie agissant sur un panneau d'aile est

$$w = \frac{W}{2L} \quad (17)$$

La charge ascendante totale sur l'aile gauche est donc de $wL = W/2$. L'emplanture, située à A, est un support articulé, et l'entretoise est fixée par une articulation à B. Comme toutes les articulations sont des articulations sans frottement, les seules forces verticales agissant directement sur le panneau d'aile sont la réaction à l'emplanture V_A , la portance répartie w et la composante verticale descendante V_B de l'effort de l'entretoise. L'arti-

culation inférieure entre le fuselage et le support, située à , Créagit aux composantes restantes de la charge de l'entretoise, mais n'applique pas de charges réparties sur le panneau d'aile.



Chargement idéal sur une structure d'aile haubanée.

La somme des forces verticales sur le panneau d'aile donne

$$V_A + wL - V_s = 0 \quad (18)$$

Prendre quelques instants pour éliminer V_A et donner la tige de racine

$$wL \left(\frac{L}{2} \right) - V_s a = 0 \quad (19)$$

d'où

$$V_s = \frac{wL^2}{2a} = \frac{WL}{4a} \quad (20)$$

et, par conséquent, la réaction fondamentale est

$$V_A = V_s - wL = W \left(\frac{L}{4a} - \frac{1}{2} \right) \quad (21)$$

Pour déterminer le cisaillement interne dans le panneau d'aile, considérez le cisaillement ascendant comme positif. Pour la zone intérieure $0 < x < a$ (entre l'implanture et la fixation de l'entretoise), alors

$$V(x) = V_A + wx \quad (22)$$

Pour la zone extérieure $a < x < L$, le segment gauche de la poutre contient également la force de l'entretoise descendante, c'est-à-dire,

$$V(x) = V_A + wx - V_s = \frac{W}{2L}(x - L) \quad (23)$$

Cette expression est vérifiée $V(L) = 0$ à l'extrémité libre, comme prévu, et montre que le cisaillement interne maximal se produit au niveau de la goupille de base, c'est-à-dire,

$$V_{\max} = |V_A| = W \left| \frac{L}{4a} - \frac{1}{2} \right| \quad (24)$$

Le moment de flexion satisfait à $dM/dx = V(x)$, avec $M(0) = 0$ au niveau de l'appui à goupille. Pour la région intérieure $0 < x < a$

$$M(x) = V_A x + \frac{1}{2} wx^2 \quad (25)$$

Pour la zone extérieure $a < x < L$, $M(L) = 0$ en utilisant l'extrémité libre, alors

$$M(x) = \frac{W(L-x)^2}{4L} \quad \text{and} \quad M(a) \equiv M_B = \frac{W(L-a)^2}{4L} \quad (26)$$

qui représente le moment de flexion résultant du panneau d'aile extérieur. Le moment de flexion maximal se produit au point où l'effort tranchant s'annule. La résolution $V_A + wx = 0$ de cette équation permet de déterminer la position de l'effort tranchant nul dans la partie intérieure de l'aile, c'est-à-dire :

$$x^* = L - \frac{L^2}{2a} \quad (27)$$

Pour les géométries d'entretoises typiques, ce point se situe entre l'implanture et la fixation de l'entretoise, de sorte que le moment de flexion maximal se produit dans cette partie intérieure du panneau d'aile, qui doit être particulièrement solide et rigide pour supporter les charges.

L'entretoise de support est un élément à deux forces [2] ne supportant qu'une charge axiale. Sa composante verticale sur l'aile est V_s , donc la tension axiale dans l'entretoise est :

$$T = \frac{V_s}{\sin \theta} = \frac{WL}{4a \sin \theta}, \quad \text{where the strut angle is } \theta = \tan^{-1}\left(\frac{h}{a}\right) \quad (28)$$

Chaque entretoise possède une composante horizontale $T \cos \theta = V_s \cot \theta$, et les deux entretoises symétriques transmettent ensemble cette charge horizontale à la traverse inférieure. La force axiale résultante dans la traverse inférieure est donc :

$$N_\ell = 2 V_s \cot \theta = \frac{WL}{2a} \cot \theta \quad (29)$$

La structure de transmission inférieure doit également être suffisamment résistante pour supporter les charges du train d'atterrissage transmises par cette partie.

Vérifiez vos connaissances n° 3 – Contraintes et déformations dans un mât d'aile

Considérons le mât de l'aile gauche d'un avion léger en vol horizontal stabilisé à 1 g. La force axiale dans le mât, d'après l'analyse précédente, est :

$$T = \frac{WL}{4a \sin \theta}$$

Utilisez les valeurs représentatives suivantes : poids de l'avion $W = 10\,000$ N, demi-portée $L = 5,5$ m, point de fixation de l'entretoise $a = 3,0$ m, chute verticale $h = 1,2$ m. Considérez une entretoise circulaire de diamètre $d_s = 35$ mm et d'épaisseur $t_s = 2$ mm, en aluminium de module de Young E_s

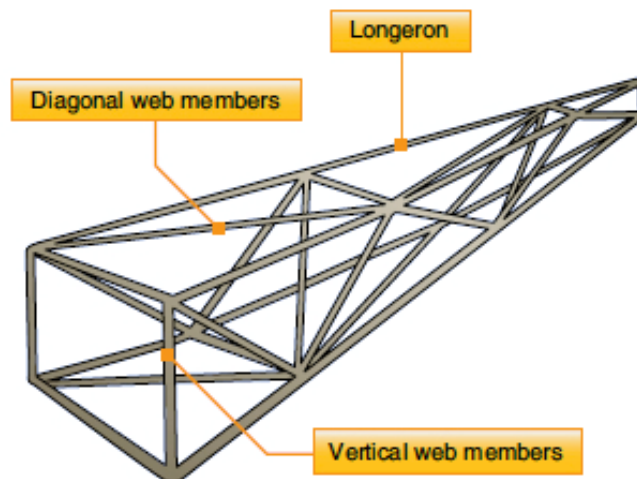
70 GPa. Déterminez : (1) l'effort axial T dans l'entretoise ; (2) la contrainte axiale σ_s ; (3) la déformation axiale ε_s .

► Afficher la solution/masquer la solution.

Structures du fuselage

Le fuselage est la structure principale, ou « corps », de l'aéronef. Il abrite l'équipage, les passagers, le fret et les autres équipements. Il existe deux types principaux de construction de fuselage : le fuselage à treillis et le fuselage monocoque/semi-monocoque. Sur les aéronefs monomoteurs, le fuselage abrite généralement le moteur. Sur les aéronefs multimoteurs, les moteurs peuvent être situés dans le fuselage, fixés à celui-ci, suspendus aux ailes ou intégrés à celles-ci.

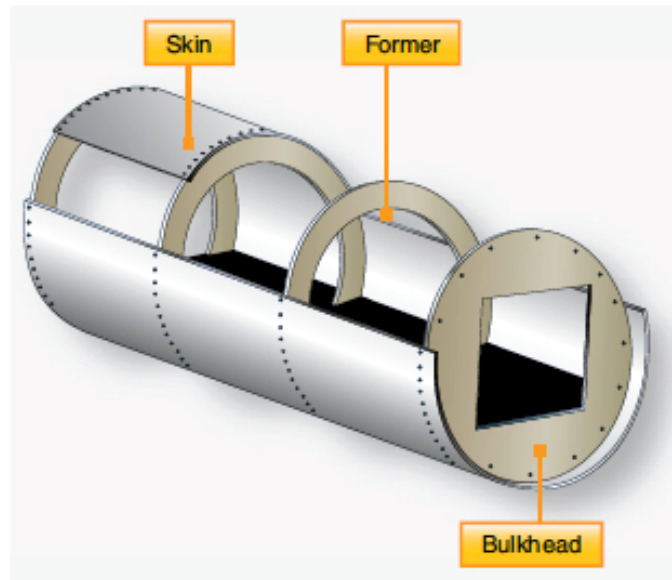
Un fuselage de type treillis est une structure légère composée de tubes en alliage d'acier qui lui confère rigidité et résistance à la déformation sous charges appliquées. Comme illustré ci-dessous, ce type de structure est parfois appelé structure spatiale. Les membrures diagonales assurent l'essentiel de la rigidité en flexion et en torsion du treillis. La structure du fuselage est généralement construite à partir de tubes légers en alliage d'acier soudés entre eux, permettant ainsi à tous les éléments du treillis de supporter principalement des charges de traction et de compression.



Un fuselage de type treillis est une structure légère généralement construite à partir de tubes en alliage d'acier soudés.

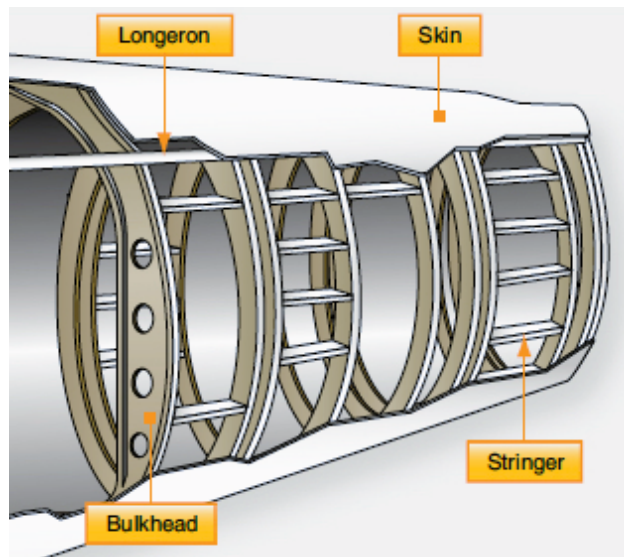
Sur certains aéronefs, la structure du fuselage peut être constituée de tiges en alliage d'aluminium rivetées ou boulonnées à leurs extrémités à l'aide de goussets. Le fuselage de type treillis est généralement recouvert de tissu, bien que de fines plaques de contreplaqué ou d'aluminium puissent être ajoutées pour accroître sa rigidité et sa durabilité. Bien que fréquemment utilisée sur les petits avions d'aviation générale, cette conception ne se prête pas aux aéronefs plus grands, car elle devient trop lourde par rapport à d'autres modèles.

Le type de construction de fuselage le plus courant pour les aéronefs est la structure monocoque ou semi-monocoque. Comme illustré ci-dessous, le fuselage monocoque (c'est-à-dire à coque unique) repose principalement sur la résistance du revêtement pour supporter les charges. Dans ce cas, le revêtement doit être suffisamment épais pour éviter d'importantes déformations en compression ou un flambage, ce qui augmenterait le poids de la structure. Du fait de sa conception pour supporter des charges importantes, le revêtement est considéré comme une structure *à revêtement travaillant*. Le flambage du revêtement est susceptible de se produire sous l'effet de charges de flexion, de compression ou de torsion dans une structure monocoque.



La structure monocoque, ou coque, repose principalement sur la résistance du revêtement pour supporter les charges principales. Le flambage du revêtement est un problème potentiel pour ce type de structure.

La plupart des avions modernes utilisent une construction semi-monocoque, comme illustré ci-dessous. Cette construction associe un revêtement léger à des renforts internes, tels que des cadres, des longerons et des lisses, pour former une structure robuste et rigide. Le revêtement, plus fin et plus léger, est soutenu par ces composants, qui contribuent à répartir les charges et à prévenir le flambage. Les longerons, généralement des profilés en alliage d'aluminium extrudés en « U » ou en « T », traversent plusieurs cadres, assurant une rigidité importante et supportant les charges principales de flexion, de torsion et de compression. Ces éléments sont assemblés par rivetage et autres fixations, garantissant la durabilité tout en optimisant le rapport résistance/poids. Cette conception est parfaitement adaptée aux avions modernes, offrant une résistance supérieure aux contraintes aérodynamiques et structurelles.



La conception semi-monocoque de la cellule est renforcée intérieurement par des longerons et des lisses, conférant à la structure une rigidité et une résistance considérables.

Dans une structure semi-monocoque, des longerons plus courts mais plus nombreux sont également utilisés pour accroître la rigidité en soutenant le revêtement et en empêchant son flambage. Fixés sous le revêtement, ils contribuent à maintenir sa forme et peuvent être rivetés directement sans être systématiquement reliés à des membrures ou des nervures. Les longerons et les lisses travaillent principalement en tension et en compression, répartissant efficacement les charges sur le fuselage afin d'assurer son intégrité structurelle.

Dans de nombreuses applications, le fuselage peut être idéalisé comme une poutre supportant des charges de flexion, de cisaillement et de torsion. Sous l'effet d'un moment de flexion $M(x)$, la contrainte normale dans une section de fuselage à paroi mince est

$$\sigma_x = \frac{M y}{I} \quad (30)$$

où y représente la distance à l'axe neutre et I le moment d'inertie. Dans un fuselage de type treillis, cette flexion est contrée par les efforts axiaux dans les tubes individuels. En revanche, dans une structure semi-monocoque, la charge de flexion est répartie entre les longerons, les lisses et le revêtement.

Chaque élément de la structure, ou longeron, se comporte comme un élément à deux forces et ne supporte qu'une charge axiale N . Sa contrainte moyenne est

$$\sigma = \frac{N}{A} \quad (31)$$

où A se trouve l'aire de la section transversale de l'élément. Dans un fuselage à structure treillis, la répartition des tensions et des compressions entre les éléments assure la rigidité globale en flexion et en torsion de la cellule.

Dans un fuselage monocoque ou semi-monocoque, le revêtement mince fait également partie du système porteur. Il supporte principalement les contraintes de cisaillement, tandis que les longerons et les lisses sup-

portent la majeure partie des contraintes normales (flexion). En torsion, un fuselage fermé à parois minces se comporte comme un tube, avec une contrainte de cisaillement moyenne de la forme

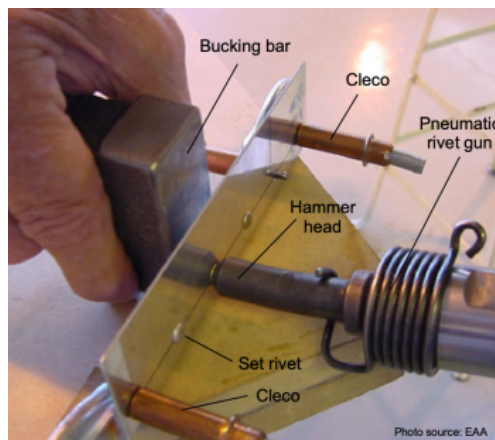
$$\tau \propto \frac{Q}{t A_m} \quad (32)$$

où Q représente le couple appliqué, t l'épaisseur de la peau et A_m la surface délimitée. Ce comportement de type « tube » à paroi mince explique la rigidité et la résistance élevées en torsion des constructions semi-mono-coques, même lorsque la peau est relativement mince et légère.

Comment poser un rivet !

Le rivet plein est le type de fixation le plus couramment utilisé dans les structures aéronautiques. Le principe de [pose d'un rivet](#) est relativement simple.

- Percez plusieurs trous identiques dans les deux pièces à assembler.
- Maintenez les composants ensemble à l'aide de pinces ou [de clecos](#).
- Enfoncez un rivet plein jusqu'à ce que la tête du rivet soit fermement appuyée contre la partie extérieure de la structure.
- Maintenez la tête du rivet en place, puis enfoncez ou *forcez* la queue du rivet de l'autre côté à l'aide d'une barre de sertissage jusqu'à ce que le rivet soit comprimé (déformé) pour maintenir fermement les pièces ensemble.

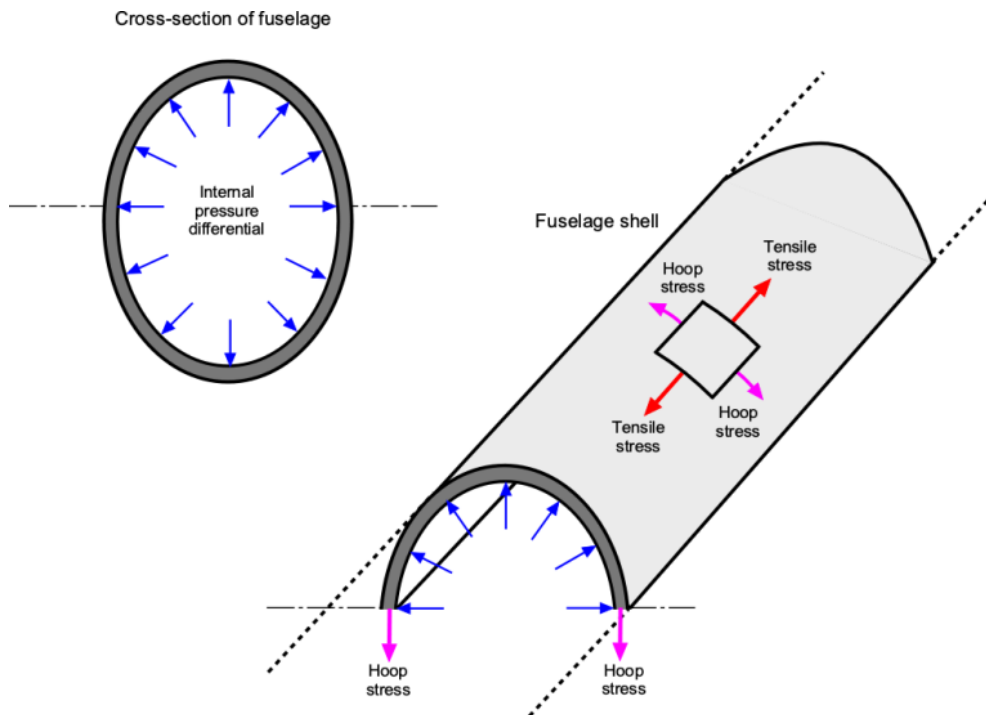


Les rivets sont robustes car ils remplissent entièrement le trou avec un bouchon en aluminium massif. Ils sont également très légers et peu coûteux. Cependant, la pose de rivets exige un savoir-faire et nécessite parfois l'intervention de plusieurs personnes. L'utilisation d'un marteau pneumatique (avec un *embout* adapté à la forme de la tête du rivet) et d'une contre-riveteuse (pour la queue du rivet) accélère le processus de pose, qui peut concerner des centaines, voire des milliers de rivets, même sur une structure de taille modeste. Le rivetage peut être laborieux, mais il permet d'obtenir une structure solide, légère et durable.

La plupart des avions commerciaux, sinon tous, sont équipés d'une cabine pressurisée, ce qui signifie que la pression en cabine est augmentée afin de créer une différence de pression entre la cabine et l'atmosphère extérieure. La pressurisation est obtenue grâce à la conception d'une cabine étanche, pressurisée par une source

d'air comprimé, généralement prélevée sur les moteurs. Dans la plupart des avions pressurisés, la pression en cabine est maintenue à une altitude d'environ 2 000 à 2 500 mètres (6 000 à 8 000 pieds) pour assurer le confort des passagers. Néanmoins, certains passagers peuvent présenter de légers symptômes d'hypoxie (manque d'oxygène) lors des vols long-courriers, contribuant ainsi au décalage horaire, un trouble malheureusement fréquent.

Du point de vue structurel, la pressurisation induit d'importantes contraintes de traction et de circonférence dans le fuselage, comme illustré ci-dessous, ce qui accroît la complexité de sa conception et son poids. Le fuselage constitue une énorme enceinte sous pression qui se dilate comme un ballon à mesure que l'avion prend de l'altitude. Le plafond de la plupart des avions de transport commerciaux est souvent limité par les exigences de pressurisation de la cabine, qui imposent une limite aux contraintes structurelles du fuselage. Bien entendu, il est possible de réduire ces contraintes en augmentant l'épaisseur du revêtement du fuselage ; toutefois, cette solution augmente également considérablement le poids de la cellule.



Les structures de fuselage pressurisées peuvent générer des contraintes circonférentielles et de traction importantes.

La contrainte circonférentielle σ_θ dans un récipient sous pression cylindrique est généralement la contrainte de traction dominante et est donnée par

$$\sigma_\theta = \frac{\Delta p r}{t} \quad (33)$$

où Δp est la pression différentielle à travers la paroi, r le rayon moyen du fuselage et t l'épaisseur de la paroi. La contrainte longitudinale ou axiale σ_x est approximativement égale à la moitié de la contrainte circonférentielle et est donnée par

$$\sigma_x = \frac{\Delta p r}{2t} \quad (34)$$

Ces limites de contrainte imposent des contraintes critiques à la conception du fuselage. La pression différentielle maximale admissible en cabine, et par conséquent l'altitude de croisière maximale, est limitée par la résistance et l'épaisseur du revêtement du fuselage. Bien qu'une augmentation de l'épaisseur du revêtement réduise les contraintes, elle accroît également le poids de la structure, diminuant ainsi la capacité d'emport et le rendement énergétique. Par conséquent, l'optimisation de la conception du fuselage implique un compromis entre la résistance structurelle, l'efficacité du poids et le plafond opérationnel.

Un autre type de structure semi-monocoque est la structure géodésique, dont l'ingénieur aéronautique britannique [Barnes Wallis](#) fut le pionnier dans les années 1930. Le célèbre bombardier [Vickers Wellington](#), visible sur la photographie ci-dessous, était construit selon une structure géodésique et a démontré une intégrité structurelle remarquable malgré d'importants dommages subis au combat. Dans une construction géodésique, les éléments longitudinaux et diagonaux suivent des trajectoires hélicoïdales autour du fuselage ou de l'aile, s'intersectant pour former un réseau de cellules en forme de losange. Les charges appliquées en tout point de la structure sont transmises par ce réseau et réparties sur plusieurs trajets, réduisant ainsi les contraintes dans chaque élément. Cette répartition des charges confère à la structure un excellent rapport résistance/poids et une redondance intrinsèque. Une défaillance locale n'entraîne pas d'effondrement catastrophique car les éléments environnants continuent de supporter la charge.



La construction géodésique utilise des éléments structurels agencés en treillis. Elle offre une cellule robuste et légère, mais son coût de construction et d'entretien est plus élevé.

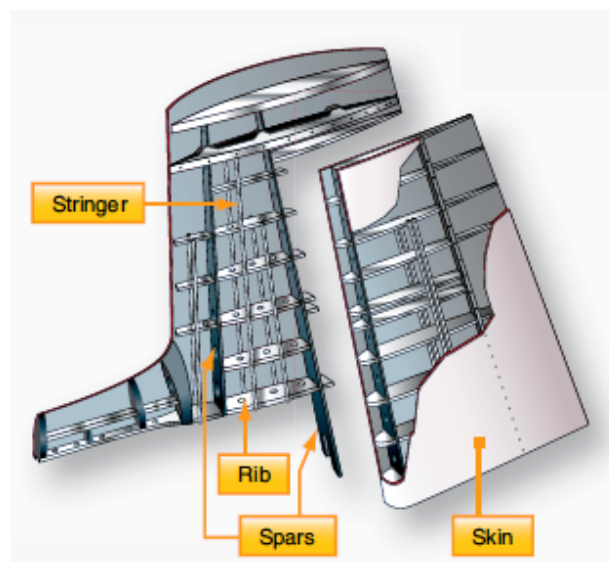
L'efficacité de la conception géodésique repose sur l'utilisation d'un revêtement textile ou d'une fine membrane non structurelle. Ce revêtement ne supporte pas les charges principales ; il transmet les charges aérodynamiques à la structure sous-jacente. L'utilisation d'un revêtement textile permet de conserver une structure

très légère. Cependant, si l'aéronef nécessite un fuselage pressurisé, le revêtement doit devenir un élément porteur. Remplacer le revêtement textile par une membrane métallique tendue augmente considérablement le poids et annule une grande partie des gains de poids qui font l'intérêt du système géodésique.

Bien que des variantes de cette conception aient été utilisées dans les structures de véhicules spatiaux et d'autres applications spécialisées, l'approche géodésique est généralement moins pratique pour les aéronefs modernes. La fabrication et la réparation du treillis sont exigeantes en main-d'œuvre, et le surpoids lié aux revêtements métalliques rend la conception semi-monocoque plus classique préférable pour les cellules pressurisées ou à hautes performances. Néanmoins, la construction géodésique demeure une étape importante dans la conception structurale. Elle constitue un excellent exemple illustrant comment la géométrie et la redondance des chemins de charge peuvent être utilisées pour créer des structures légères et efficaces.

Structures d'empennage

L' *empennage* d'un avion est constitué de plusieurs éléments de queue. La structure des stabilisateurs vertical (dériver) et horizontal est très similaire à celle des ailes : longerons, nervures et lisses sont recouverts d'un revêtement fin. Ils remplissent les mêmes fonctions : structurer et soutenir l'empennage et transmettre les contraintes au fuselage. Cependant, les stabilisateurs comportent également des gouvernes, ce qui engendre des contraintes structurelles supplémentaires dues aux efforts aérodynamiques générés par les commandes. Par exemple, l'actionnement du gouvernail modifie la force exercée sur la dérive, provoquant une torsion. Ces efforts sont ensuite transmis au fuselage sous forme de moments de flexion et de torsion.



Partie de l'empennage d'un avion, montrant la structure interne de la dérive et du gouvernail.

Structures de contrôle de vol

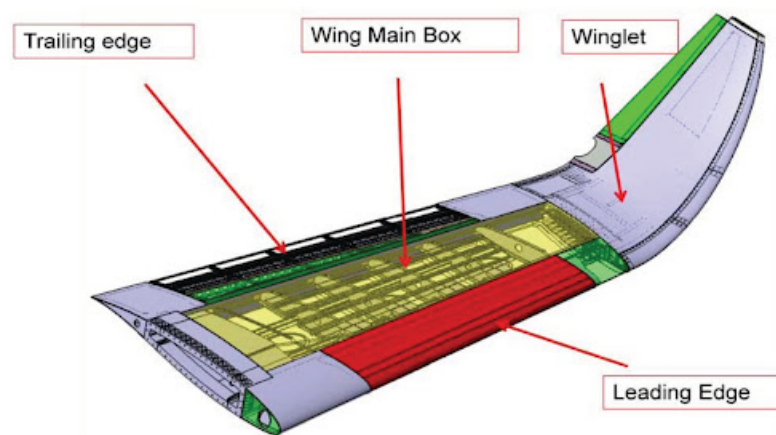
Les principales surfaces de contrôle de vol d'un avion sont les *ailerons*, la *profondeur* et la *direction*. Parmi les autres surfaces mobiles, on trouve les volets et les aérofreins. Les ailerons sont fixés au bord de fuite des deux ailes et servent au contrôle du roulis. La profondeur, située sur le bord de fuite du stabilisateur horizon-

tal, contrôle le tangage de l'avion. La direction, articulée sur le bord de fuite du stabilisateur vertical, assure le contrôle du lacet (direction).

Les gouvernes sont généralement constituées d'une structure en alliage d'aluminium autour d'un longeron ou d'un tube de torsion unique, auquel sont fixées des nervures et un revêtement. Les gouvernes principales et les volets peuvent également être fabriqués à partir de matériaux composites en nid d'abeille, une méthode principalement utilisée sur les gros avions de ligne commerciaux où une augmentation excessive du poids est un facteur critique. Parmi les autres composants à structure sandwich, on peut citer les planchers de cabine, les cônes de nez et les capots moteurs.

ailerettes

Une ailette marginale est un repli vertical de l'extrémité d'une aile, comme illustré ci-dessous. Les ailettes marginales servent à améliorer l'efficacité aérodynamique d'un aéronef en modifiant l'écoulement de l'air près de l'extrémité de l'aile. Lorsque l'air circule autour de l'aile, l'air à haute pression provenant de l'intrados tend à s'enrouler vers le haut autour de l'extrémité et à se mélanger à l'air à plus basse pression situé au-dessus. Ce mouvement d'enroulement produit un écoulement tourbillonnaire, appelé vortex marginal, qui dissipe de l'énergie et augmente la traînée dès que l'aile génère de la portance. En ajoutant une petite surface profilée à l'extrémité de l'aile, l'ailette marginale contribue à contrôler et à réduire ce mouvement tourbillonnaire, diminuant ainsi les pertes d'énergie.



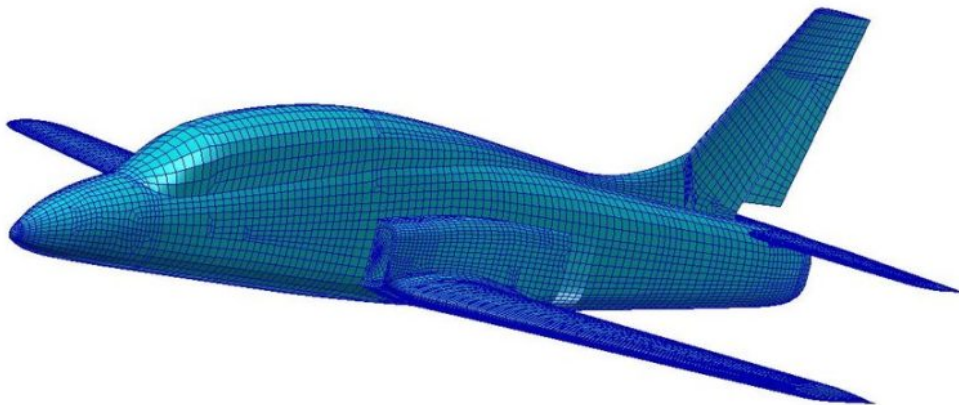
Des winglets peuvent souvent être installés ultérieurement sur des avions existants pour réduire la traînée, comme sur les avions de ligne commerciaux plus anciens tels que le Boeing 757.

Les winglets sont fabriqués en aluminium ou en matériaux composites et sont souvent installés ultérieurement sur des ailes existantes afin d'améliorer les performances d'un avion. Bien que paraissant petits, les winglets supportent des charges aérodynamiques importantes. Par conséquent, un winglet doit être solidement fixé au caisson d'aile principal à son extrémité, à un endroit suffisamment robuste pour résister aux forces de flexion et de torsion générées en vol. Ce renforcement garantit une intégration parfaite du winglet à l'aile.

Analyses de stress

Une analyse des contraintes structurelles consiste à déterminer les charges aérodynamiques et autres, puis à évaluer les contraintes qui en résultent sur les composants structurels. Bien qu'une analyse des contraintes puisse être menée sur des composants ou des assemblages distincts, chaque élément structurel peut être soumis à une combinaison de contraintes provenant de multiples sources de chargement. Par conséquent, une analyse des contraintes approfondie doit généralement prendre en compte l'ensemble de la structure de l'avion afin de garantir qu'elle soit suffisamment résistante et rigide pour supporter toutes les charges en vol et au sol.

Ce type d'analyse des contraintes est réalisé par la méthode des éléments finis (MEF). La MEF est une méthode numérique qui modélise la structure de l'aéronef comme un ensemble de blocs finis, ou éléments de réseau, interconnectés en des points discrets appelés *nœuds* ; un exemple de réseau utilisé pour un aéronef complet est présenté dans la figure ci-dessous. Le processus débute par la création d'un modèle géométrique de l'aéronef et de ses composants détaillés à l'aide d'un logiciel de conception assistée par ordinateur (CAO). Chaque bloc, ou élément fini, peut avoir des propriétés différentes, telles que l'épaisseur et les propriétés des matériaux, reflétant les caractéristiques des matériaux aérospatiaux, comme les composites et les alliages métalliques, ce qui confère à la MEF d'importantes capacités d'optimisation. Les zones situées entre le fuselage, les nacelles des moteurs et les ailes, ainsi que les découpes telles que les hublots du cockpit, nécessitent une attention particulière dans la MEF afin d'éviter les concentrations de contraintes locales.



La méthode des éléments finis (MEF) est une méthode numérique dans laquelle un ensemble d'éléments de réseau interconnectés modélise la structure de l'aéronef.

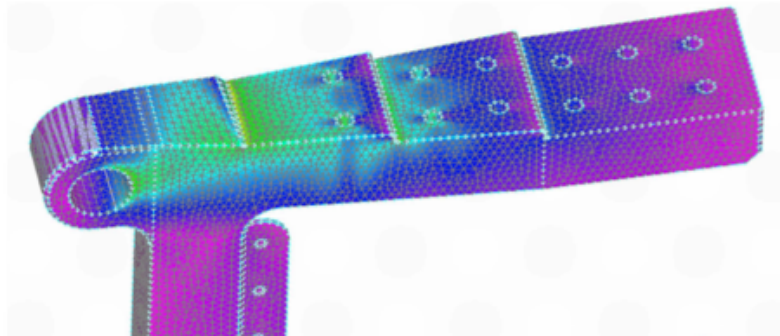
Les propriétés des matériaux, telles que le module de Young, le coefficient de Poisson et la masse volumique, sont attribuées à chaque élément. Les conditions aux limites, incluant les contraintes, les charges et les effets thermiques, sont appliquées au modèle afin de représenter l'environnement opérationnel et les exigences de la mission. L'assemblage des équations du système consiste à former la matrice de rigidité en sommant les contributions de chaque élément fini et à construire le vecteur de charge pour prendre en compte les charges appliquées et les conditions environnementales. Pour les systèmes linéaires, le vecteur de déplacement $[u]$ est déterminé en résolvant l'équation.

$$[K]\{u\} = \{F\} \quad (35)$$

où $[K]$ représente la matrice de rigidité et $\{F\}$ est le vecteur de charge comprenant les forces et les moments. Cette équation décrit la relation entre les charges agissant sur tous les nœuds du maillage et les déplacements

et rotations à ces nœuds. Les déplacements et rotations nodaux de la structure sont les inconnues de la méthode des éléments finis.

Les techniques de résolution par éléments finis (FEM) englobent diverses méthodes numériques. Une approche consiste à inverser la matrice de rigidité pour trouver K^{-1} et calculer la contrainte $\{U\}$. Cependant, l'inversion directe d'une matrice de grande taille est numériquement inefficace. On privilégie donc des méthodes itératives d'approximation du vecteur de déplacement pour converger vers une solution. Des outils de post-traitement sont ensuite utilisés pour visualiser et interpréter les résultats, comme illustré dans la figure ci-dessous pour une patte de longeron, dont le niveau de contrainte est représenté par un code couleur (le bleu indiquant le niveau le plus faible). On remarque les contraintes plus élevées autour des trous de boulons. L'objectif est de répartir les contraintes de manière à ce qu'elles se propagent progressivement vers les points de fixation principaux, sans fortes concentrations.

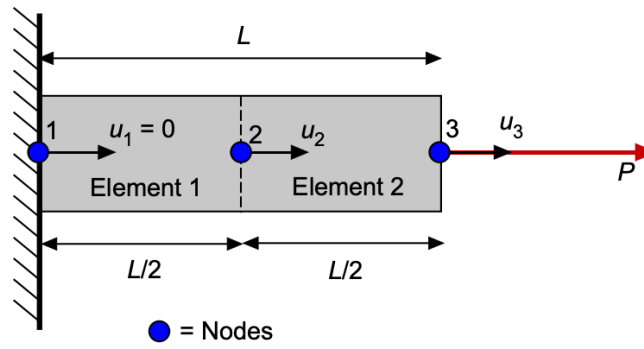


Exemple d'analyse par éléments finis d'un composant structurel d'une aile.

À partir des résultats de la simulation par éléments finis (FEM), les ingénieurs peuvent évaluer l'intégrité structurelle d'un véhicule aérospatial en analysant les contraintes, les déformations et les variations de forme globales afin de garantir que le véhicule et ses composants répondent aux exigences de sécurité, de performance et de certification. Dans ce contexte, la conception d'un aéronef ou d'un engin spatial peut impliquer la recherche de la structure la plus robuste et la plus durable possible, avec un poids minimal, tout en assurant une bonne résistance à la fatigue et à la corrosion, ainsi que d'autres caractéristiques souhaitables.

Application simple de la méthode des éléments finis

Le flux de travail complet de la méthode des éléments finis (MEF) peut être illustré à l'aide d'un seul composant structurel. Le processus MEF comprend la formulation des éléments, leur assemblage, l'application des conditions aux limites, la résolution de l'équation $[K]\{u\} = \{F\}$ et le post-traitement pour obtenir les contraintes et les déformations. Considérons une barre d'armature droite en aluminium de longueur L 1,0 m et de section constante A 400 mm². Une extrémité de la barre est encastree, et l'autre est soumise à une force de traction P de 20 kN. Le module d'Young du matériau est E de 70 GPa. Dans l'analyse MEF, la barre est discrétisée en deux éléments finis égaux, chacun de longueur L_e 0,5 L /2m, de sorte qu'il y a trois nœuds avec des déplacements axiaux u_1, u_2, u_3 , comme illustré dans la figure ci-dessous.



*Discretisation par éléments finis d'une barre
unidimensionnelle.*

Pour une barre axiale unidimensionnelle, la matrice de rigidité de l'élément est

$$[k^{(e)}] = \frac{EA}{L_e} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \quad (36)$$

Cette expression découle directement du comportement axial d'un élément de barre. Pour un élément unidimensionnel avec des déplacements nodaux u_1 et u_2 , la déformation axiale est

$$\varepsilon = \frac{u_2 - u_1}{L_e} \quad (37)$$

et la loi de Hooke donne la contrainte correspondante $\sigma = E \varepsilon$. La force axiale interne, F , dans l'élément est alors

$$F = \sigma A = EA \left(\frac{u_2 - u_1}{L_e} \right) \quad (38)$$

Une extension positive $u_2 > u_1$ tire le nœud 1 vers la droite et le nœud 2 vers la gauche, donc les forces nodales sont

$$F_1 = -F \quad \text{and} \quad F_2 = F \quad (39)$$

En substituant F et en écrivant le résultat sous forme matricielle, on obtient

$$\begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{Bmatrix} = \frac{EA}{L_e} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{Bmatrix} \quad (40)$$

ce qui correspond exactement à la relation de rigidité de l'élément $\{F^{(e)}\} = [k^{(e)}]\{u^{(e)}\}$.

Dans cet exemple, en substituant $E = 70 \times 10^9 \text{ Pa}$, $A = 4.0 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ et $L_e = 0,5 \text{ m}$, on obtient $\frac{EA}{L_e} = 56 \times 10^9 \text{ N/m}$. La matrice de rigidité globale assemblée à partir des deux éléments est alors

$$[K] = 56 \times 10^9 \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 \\ -1 & 2 & -1 \\ 0 & -1 & 1 \end{bmatrix} \quad (41)$$

Le vecteur de charge appliqué est

$$\{F\} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ P \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 20,000 \end{Bmatrix} \text{ N} \quad (42)$$

car la charge n'est appliquée qu'au nœud 3. La seule condition aux limites donnée est que le nœud 1 est fixe, donc $u_1 = 0$. La résolution du système réduit donne

$$\begin{bmatrix} 2 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_2 \\ u_3 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ \frac{20,000}{56 \times 10^7} \end{Bmatrix} \quad (43)$$

Par conséquent, les déplacements nœaux sont

$$u_2 \approx 3.57 \times 10^{-7} \text{ m} \quad \text{and} \quad u_3 \approx 7.14 \times 10^{-7} \text{ m} \quad (44)$$

Les déformations des éléments sont

$$\varepsilon_1 = \frac{u_2 - u_1}{L_e} \approx 7.14 \times 10^{-7} \quad \text{and} \quad \varepsilon_2 = \frac{u_3 - u_2}{L_e} \approx 7.14 \times 10^{-7} \quad (45)$$

et les contraintes correspondantes sont

$$\sigma_1 = E\varepsilon_1 \approx 50 \text{ MPa} \quad \text{and} \quad \sigma_2 = E\varepsilon_2 \approx 50 \text{ MPa} \quad (46)$$

Cet exemple simple illustre toutes les étapes essentielles de la méthode des éléments finis (MEF) en utilisant seulement deux éléments et trois nœuds. Cependant, dans une structure réelle, ces mêmes procédures s'appliquent directement à des dizaines, des centaines, voire des millions d'éléments. Chaque élément supplémentaire contribue à la matrice de rigidité du système global, et chaque nouveau nœud ajoute des déplacements inconnus au vecteur de déplacement global.

L'ensemble du processus d'assemblage suit ce schéma, les équations des éléments étant empilées et fusionnées en une grande matrice via des nœuds partagés. Des conditions aux limites sont ensuite appliquées aux degrés de liberté sélectionnés, et l'équation matricielle globale résultante est résolue pour tous les déplacements nœaux. De cette manière, la méthode des éléments finis s'adapte naturellement à des structures plus complexes, telles que les longerons, les nervures, les cadres de fuselage, les ferrures de train d'atterrissage et les ensembles aile-fuselage complets.

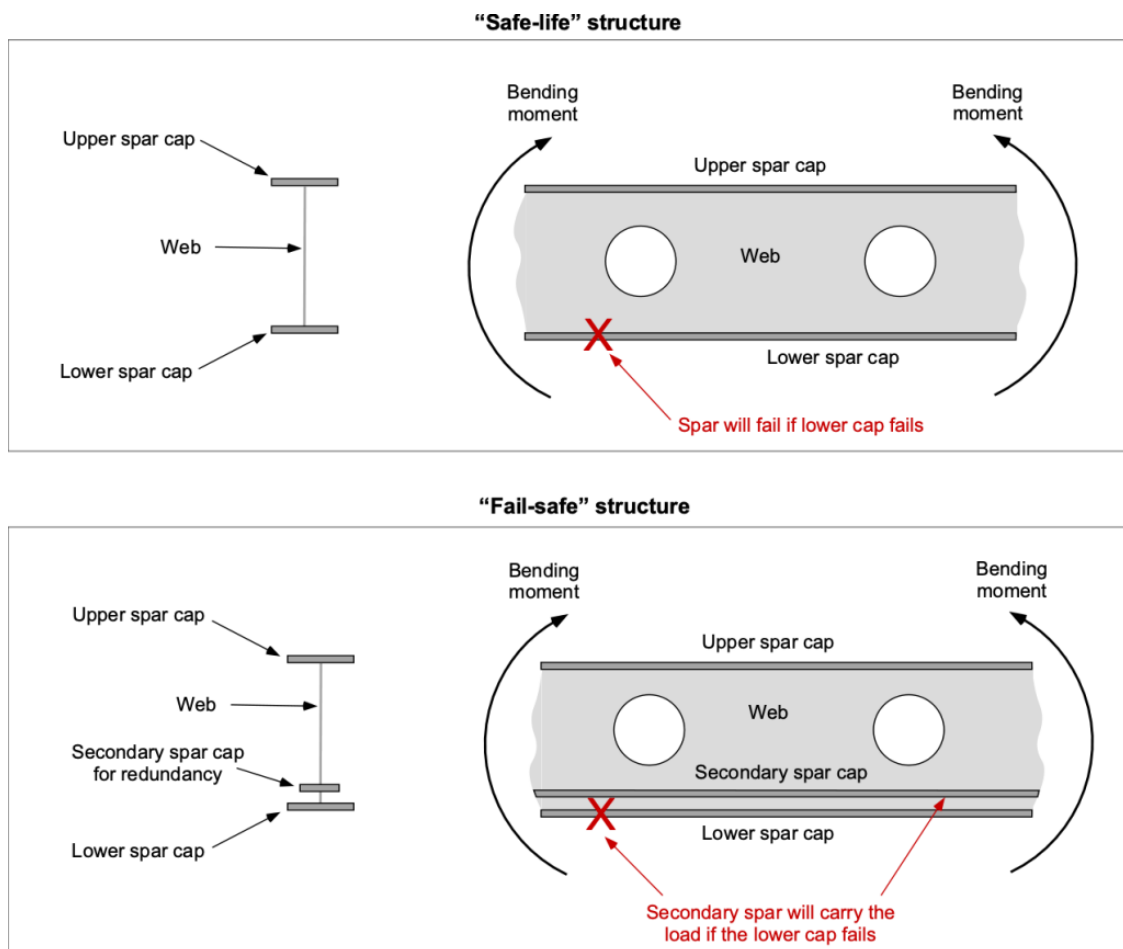
Conceptions structurelles à sécurité intégrée et garantissant la sécurité des personnes

Les ingénieurs aérospatiaux ont développé des philosophies de conception à durée de vie sûre et à sécurité intégrée pour la conception structurelle. *Les conceptions à sécurité intégrée* intègrent des techniques telles que la redondance structurelle et la multiplication des chemins de charge afin de prévenir la défaillance catastrophique d'un composant. *La conception à durée de vie sûre* repose sur le principe qu'un composant ou un système est conçu pour ne pas tomber en panne pendant sa durée de vie opérationnelle prévue. Cette période peut être définie par le nombre d'heures de vol, de décollages et d'atterrissages, d'années d'exploitation, ou une combinaison de ces éléments. Les essais et les analyses permettent d'estimer la durée de vie prévue d'un

composant ou d'un système et d'intégrer une marge de sécurité. La pièce ou le composant doit être retiré du service opérationnel et mis au rebut à la fin de sa durée de vie prévue.

Le choix entre une conception structurelle à durée de vie illimitée et une conception à sécurité intégrée repose sur une analyse coûts-avantages des probabilités et des conséquences potentielles des défaillances. L'avantage d'une conception à durée de vie illimitée réside dans l'absence de procédures d'inspection et de cycles de maintenance spécifiques, ce qui représente un gain de temps et d'argent considérable pour l'exploitant. En revanche, les conceptions à sécurité intégrée sont généralement plus lourdes et plus coûteuses. Les conceptions à durée de vie illimitée sont souvent plus simples et plus légères, visant à minimiser la maintenance non planifiée et les risques de défaillance grâce à la conception de composants pour une durée de vie déterminée.

La figure ci-dessous illustre, pour un longeron d'aile (composant essentiel d'un aéronave), un exemple de structure à durée de vie sûre par rapport à une structure à sécurité intégrée. La semelle supérieure du longeron est soumise à la compression, tandis que la semelle inférieure est soumise à la traction ; cette dernière est plus critique en cas de rupture par fatigue. On constate qu'en cas de rupture de la semelle inférieure, la structure à sécurité intégrée présente une redondance suffisante grâce à un chemin de charge alternatif capable de supporter les moments de flexion. Si la fissuration par fatigue d'une structure à durée de vie sûre n'est pas détectée avant qu'elle ne progresse trop, le longeron subira une rupture catastrophique sous charge.



Une structure « à sécurité intégrée », par opposition à une structure « à durée de vie sûre », offre une redondance structurelle en cas de défaillance d'un composant critique. Une structure à sécurité intégrée est généralement privilégiée.

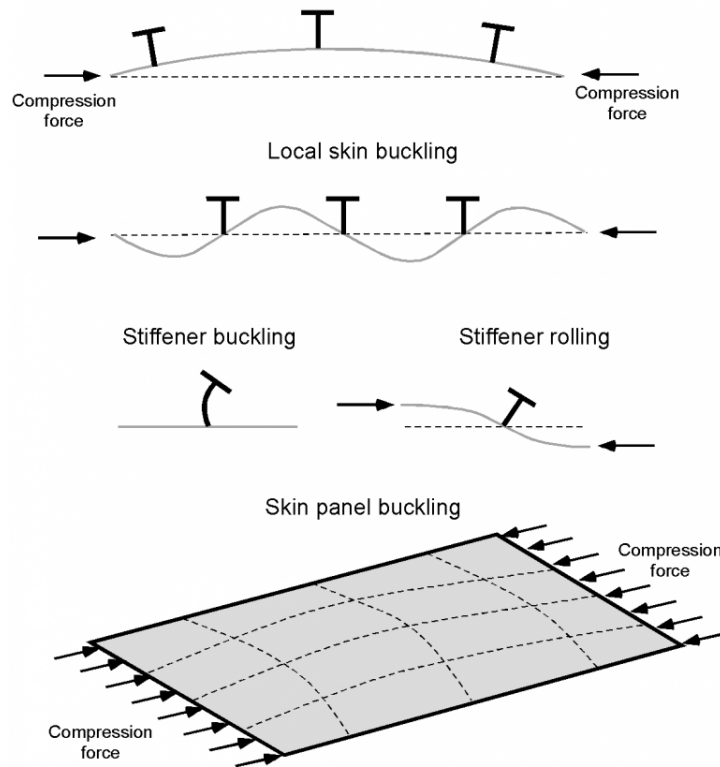
Le choix de l'une ou l'autre philosophie de conception doit être fait au cas par cas, en fonction de l'application spécifique des pièces ou systèmes aux différents types de cellules. Par exemple, les avions de ligne commerciaux et les avions militaires sont conçus selon des principes de sécurité intégrée. L'utilisation d'une telle philosophie dans l'industrie aéronautique assure une redondance structurelle face aux dommages pouvant survenir durant la durée de vie d'un aéronef. En intégrant des caractéristiques de sécurité intégrée qui augmentent le poids de la cellule, les conséquences de la défaillance d'un seul composant peuvent être minimisées, garantissant ainsi la sécurité de l'aéronef et de ses passagers.

Un petit avion d'aviation générale peut être conçu selon les principes de durée de vie sécuritaire afin de réduire son poids et son coût, en tenant compte du fait qu'il sera probablement utilisé beaucoup moins fréquemment et qu'il accumulera un nombre de cycles de charge nettement inférieur au cours de sa durée de vie. Cette approche suppose que les composants ne subiront pas un nombre critique de cycles durant leur durée de vie et n'exigent donc pas le même niveau de durabilité et de facteurs de sécurité que ceux des avions commerciaux ou militaires. Néanmoins, des défaillances structurelles catastrophiques surviennent sur les avions d'aviation générale vieillissants, ce qui impose au propriétaire/exploitant d'effectuer des inspections plus fréquentes.

Flance

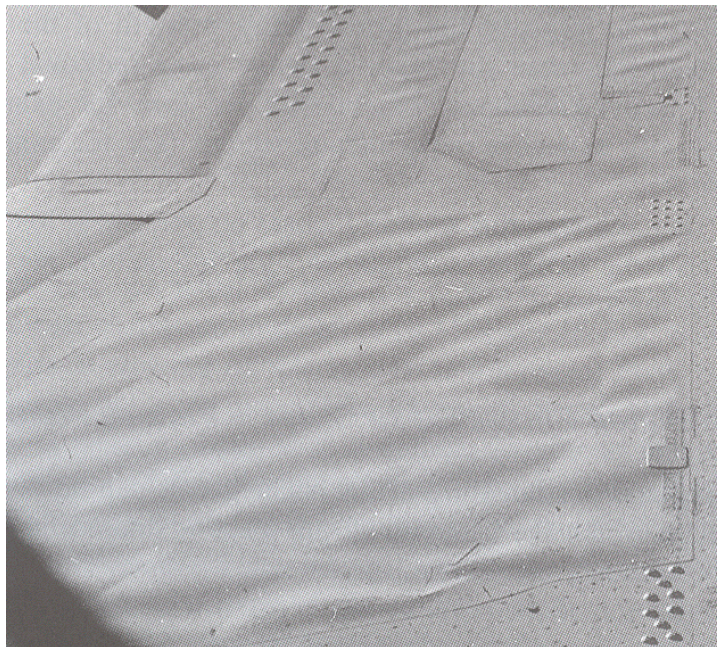
Les structures aérospatiales comportent des éléments structuraux relativement minces, notamment des revêtements externes fins. Le flambement peut se produire lorsqu'un composant structurel aérospatial est soumis à de fortes contraintes *de compression*. [Ce phénomène](#) se caractérise par une déformation soudaine hors plan de l'élément structurel sous l'effet de la charge de compression croissante, comme illustré dans la figure ci-dessous. Différents types de flambement peuvent survenir selon le type de structure et les charges appliquées.

Large scale, global structural buckling



Le processus de conception doit prendre en compte le risque de flambement des éléments structuraux. Si un léger flambement local et temporaire des revêtements minces est acceptable sous charge, un flambement important peut réduire considérablement la résistance de la structure.

Les revêtements minces des structures aérospatiales doivent être conçus pour éviter le flambage sous les charges de vol normales. Ceci est réalisé en soutenant et en stabilisant le revêtement par le dessous à l'aide de longerons ou d'un substrat tel qu'une sous-couche en nid d'abeille. Cependant, les longerons peuvent également flamber sous l'effet de fortes charges de compression, comme illustré ci-dessus. Sous charge, un certain degré de plissement du revêtement est généralement attendu dans les structures aérospatiales. Les zones non soutenues plus importantes du revêtement forment souvent de légères ondulations ou des plis, typiquement entre les cadres et les raidisseurs, même sous les charges de vol normales, comme le montre la photographie ci-dessous. Dans ces conditions, le revêtement subit un léger flambage élastique et supporte les charges de compression normales pour lesquelles il a été conçu ; il reprend sa forme initiale une fois la charge supprimée. Cependant, des flambages élastiques répétés à des niveaux de contrainte plus élevés tendent à augmenter la probabilité de fissuration par fatigue dans les revêtements minces.



Un exemple de léger flambage élastique sur le revêtement supérieur d'une aile, ce qui est normal.

Une structure aéronautique peut se déformer et son revêtement se plisser, même si les contraintes sont bien inférieures au seuil de rupture du matériau. Cependant, si la déformation est suffisamment importante, elle peut entraîner une déformation permanente du matériau, réduisant considérablement la capacité portante de la structure. Une charge supplémentaire appliquée à une structure ayant subi une déformation importante peut conduire à sa rupture. L'exemple illustré ci-dessous provient d'un test réalisé par la NASA sur une structure de vaisseau spatial représentative, où les longerons ont subi une déformation plastique permanente, réduisant sensiblement la résistance de l'élément.



Buckling may cause permanent, non-elastic structural deformations, accompanied by a commensurate reduction in load-carrying capability. (NASA image.)

The onset of buckling can be predicted using theoretical methods first developed by [Leonhard Euler](#). The [Euler buckling formula](#) allows a prediction of the maximum axial load an “ideal” structural member in the form of a column can carry before buckling. An ideal component is perfectly straight, made of a uniform, homogeneous material, and free of initial stress.

When the applied load reaches a critical value, the column is in a state of unstable equilibrium. In this condition, even a small lateral load can cause the structure to buckle. The buckling force or critical force, F_c , can be written as

$$F_c = \frac{\pi^2 E I}{(KL)^2} \quad (47)$$

where E is Young's modulus of elasticity, I is the second moment of area of the cross-section of the column, and L is the unsupported length. The value of K , the effective length factor, depends on the end conditions of the column. For example, if both ends are pin-jointed (i.e., fixed but free to rotate), then $K = 1.0$. If both ends are rigidly fixed to prevent rotational movement (i.e., encastré), then $K = 0.5$, and the buckling force is twice as high. There are similar buckling formulae for plates and shells.

Check Your Understanding #4 – Estimating a buckling load on a structural member

A structural member in a wing structure is an unsupported aluminum alloy column measuring 2.1 m in length. The member can be considered fully encastré at both ends and has a second moment of area of 0.18 cm^4 . Find the force required to produce compressive buckling. Young's modulus for the aluminum alloy material is 69.0 GPa.

► Show solution/hide solution.

Thermal Considerations

Thermal expansion issues in aerospace structures may be a necessary consideration in airframe design. Spacecraft and aircraft structures can encounter wide swings in temperature, ranging from the cold of high altitudes or space to the kinetic heating in supersonic flight to the intense heat of atmospheric re-entry. When materials expand or contract in response to temperature changes, they can lead to significant structural stresses and potential failures if not properly managed.

Different materials expand at different rates, a property quantified by the coefficient of thermal expansion (CTE). In aerospace structures, materials with mismatched coefficients of thermal expansion (CTEs) can cause differential expansion or contraction, leading to stress concentrations at interfaces. For example, composites and metals in the same structure may expand or contract differently with temperature changes, potentially leading to delamination or cracking.

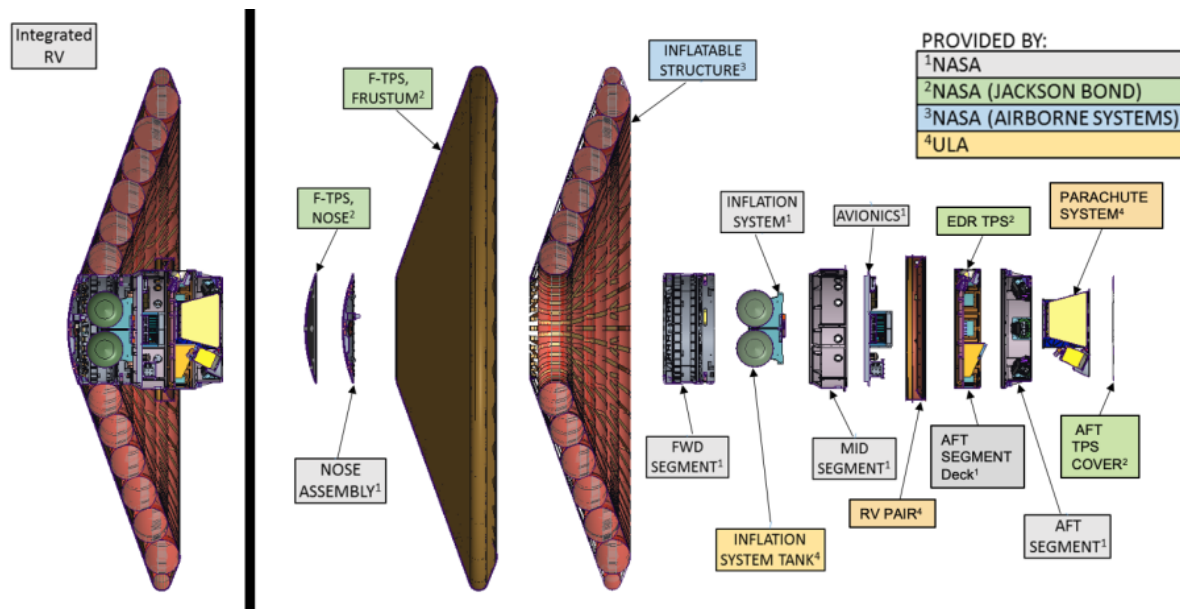
Engineers address these thermal issues through careful material selection, the design of joints and interfaces that accommodate movement, and the incorporation of thermal isolation or control techniques to minimize temperature gradients. A good example is the wing ribs used on Concorde, as shown in the photograph below. Some of the webs were made of pin-jointed rods, allowing the structure to expand thermally from kinetic heating in supersonic flight without creating high stresses; some stringers in the wing skins fitted in sliding joints in the ribs for the same reason. The Concorde also employed high-temperature stainless-steel honeycomb structural components. Today, advanced materials like carbon composites and thermal barrier coatings can mitigate thermal effects and enhance the durability of aerospace structures.



The Concorde's wings were designed with pin-jointed and sliding joints to accommodate the airframe's thermal expansion during supersonic flight.

Launch and re-entry vehicles are subject to high aerodynamic loads and severe kinetic heating, which pose additional challenges for structural design and material selection. Aerodynamic heating can significantly soften and weaken all materials at high temperatures. In addition to designing for strength and stiffness, additional measures may be required to protect the structure, such as [silica tiles on the Space Shuttle](#), to shield the airframe from kinetic heating during re-entry.

An example of a state-of-the-art spacecraft thermal protection system, based on an inflatable concept, is illustrated in the figure below. A further engineering challenge is that these re-entry environments cannot be easily simulated on Earth or fully modeled analytically under the expected combined mechanical and thermal loads. Hence, the design risks are higher than for an aircraft.



A thermal protection system, also known as a heat shield, is a barrier that protects a spacecraft during atmospheric re-entry. It is usually made of an ablative material.

Airframe Weight Estimation

A key goal in flight vehicle design is to achieve maximum performance while minimizing structural weight and cost. For a given aircraft type, its price is roughly proportional to its empty weight. However, this goal is not always so readily obtained in practice. In this regard, “cost” includes both the vehicle’s acquisition cost (i.e., its “price”) and its operational costs. A flight vehicle comprises many parts, generally grouped into major components or subassemblies, such as wings, fuselage, tail, undercarriage, and propulsion system. Of course, the weight of a new aircraft design is never known *a priori* and must be obtained iteratively as an integral part of the design process.

For preliminary airframe design, weight estimates can be derived from historical data on existing aircraft, such as the approaches discussed by [Ramer](#) and the related approaches documented by [Torenbeek](#) and [Roskam](#). As the design process is refined, which will inevitably include computer-aided design (CAD), finite element methods (FEM), and computational fluid dynamics (CFD), the estimated weight of components and sub-assemblies can be obtained with greater accuracy. The effects of weight on performance and cost can then be reassessed, and the structural design can be iteratively refined toward closure. It should be recognized that the weight of an airframe design generally increases disproportionately with size (i.e., the so-called “[square-cube law](#)”), posing a significant design challenge, particularly for commercial aircraft.

Advanced materials and sophisticated manufacturing techniques may reduce material requirements and lower airframe weight. The additional design time and tooling investments required to achieve significant airframe weight savings may result in a higher airplane useful weight (i.e., more fuel load and/or payload), but not necessarily a lower acquisition cost. Nevertheless, the long-term economics of higher payloads and lower operational costs for airliners are very attractive to an aircraft operator such as an airline.

What is the payload?

Payload refers to the weight, W_P , carried on the aircraft that pays the bills. The payload comprises the passengers, their baggage, and cargo. The useful load, W_U , comprises all on-board cargo and passengers that are not part of the aircraft's empty weight, W_E . The empty weight comprises the airframe, engines, and all necessary flight systems. Fuel is not a payload; it is part of the useful load. Therefore, the useful weight, W_U , is the sum of the payload weight, W_P , and the fuel weight, W_F , i.e.,

$$W_U = W_P + W_F$$

The useful load and, hence, the payload weight can vary with aircraft type, intended flight or mission profile, operating altitude, and flight distance. For most aircraft, the payload and fuel load can be traded off against each other, allowing for more payload to be carried with a lower fuel load. Payload is an essential consideration for airlines because they need to have as much payload as possible but also ensure that they take sufficient fuel for the flight and do not exceed the maximum certified gross takeoff weight, W_{MGTOW} , for any given aircraft, i.e.,

$$W_E + W_U = W_E + W_P + W_F \leq W_{\text{MGTOW}}$$

Square-Cube Law in Structural Design

The square-cube law provides a fundamental constraint on how structures behave when scaled to different sizes. Consider any structural member that is enlarged or reduced uniformly by a linear factor λ . If the original component has a characteristic length L , then the scaled version has length λL . Cross-sectional areas scale with λ^2 , while volumes and masses scale with λ^3 . Because structural loads typically scale with weight or inertia, they also increase with λ^3 . This reasoning is the origin of the so-called “square-cube” law in that the weight of a given design increases with the cube of its size as it is scaled up.

The square-cube law also applies to stresses. Let an original structural member have a cross-sectional area A_0 and be subjected to a load P_0 . After scaling, the area becomes

$$A = \lambda^2 A_0 \quad (48)$$

but the load becomes

$$P = \lambda^3 P_0 \quad (49)$$

and the resulting nominal stress scales as

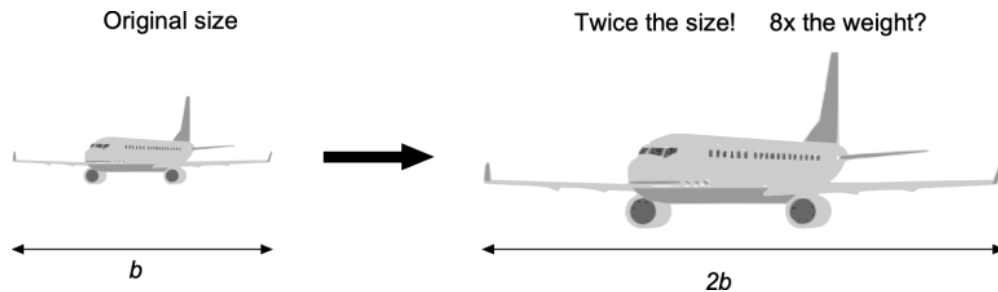
$$\sigma = \frac{P}{A} = \frac{\lambda^3 P_0}{\lambda^2 A_0} = \lambda \sigma_0 \quad (50)$$

Therefore, a geometrically similar structure becomes increasingly stressed as it grows, because stresses scale directly with size while material strength remains constant. Consequently, large structures must be proportionally thicker or differently proportioned; otherwise, they will fail under the loads.

Buckling follows directly from the same law. The buckling load of a column scales as $P_{\text{cr}} \propto EI/L^2$. Because $I \sim \lambda^4$ and $L \sim \lambda$, the critical load scales as λ^2 , yet the axial load from weight scales as λ^3 . Consequently, the

safety margin against buckling decreases as the structure increases in size. Slender members that work well in small models often require significant stiffening, tapering, or material changes at larger scales.

These scaling relationships explain why larger airplanes and longer-span wings cannot maintain geometric similarity, both external and internal, with their smaller counterparts. Increased thickness, nonuniform reinforcement, and redesigned load paths are inevitable. Therefore, the square-cube law is a governing principle in structural engineering because the internal stress state does not scale with the geometric dimensions.



Scaling up an aircraft design poses challenges associated with the square-cube law.

A practical illustration of the square-cube law in aircraft design occurred when Boeing scaled up the 707 into the far larger 747. The wing of the 747, for example, experienced bending moments that increased much faster than its geometric proportions, and the fuselage frames similarly faced rapidly growing loads. The designers could not simply increase the thickness of every component by the same proportion; otherwise, the airplane would have been far too heavy to fly. Entire load paths had to be redesigned to achieve higher strength-to-weight ratios, and sandwich construction materials were used for the first time. Therefore, the transition from the 707 to the 747 demonstrated that large aircraft cannot be created by simply scaling up existing designs.

Spacecraft Structures

Many of the structural design challenges for spacecraft are similar to those for aircraft, including the need for high-strength-to-weight materials, thin-walled construction, and reliable, low-cost manufacturing. However, spacecraft must also withstand distinct loading environments. The primary structural design issues occur during launch, where the vehicle is subjected to intense acoustic loading, high accelerations, broadband engine-induced vibration, and short-duration applied shocks.

These conditions are usually represented through equivalent mechanical loads applied to the spacecraft's structure. For example, the quasi-static portion of the launch environment is modeled as an effective inertial force, i.e.,

$$F_{qs} = m a_{\text{eff}} \quad (51)$$

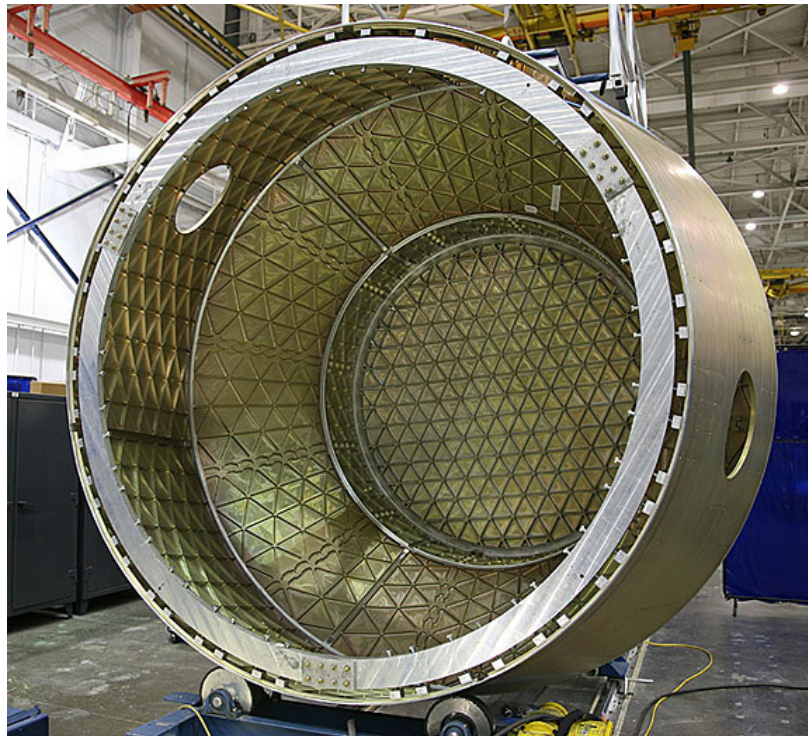
where m is the component mass and a_{eff} is the design acceleration level specified by the launch vehicle. The fluctuating acoustic field is treated as a spatially distributed pressure with an effective root-mean-square value of

$$p_{\text{RMS}} = \sqrt{\int_{f_1}^{f_2} S_{pp}(f) df} \quad (52)$$

where $S_{pp}(f)$ is the acoustic pressure spectral density over the frequency band f_1 to f_2 . This pressure excites skin panels and internal components through broadband loading. Vibration from engines and aerodynamic forcing is represented through a base-acceleration spectrum $a(f)$, which produces modal inertial forces proportional to the effective modal mass m_{eff} of each structural mode. Stage separation events are quantified using a [Shock Response Spectrum](#), which provides the peak transient acceleration transmitted into brackets, mounts, and sensitive equipment. Together, these simplified representations capture the combined mechanical environment that typically governs the sizing of the primary spacecraft structure.

Once in orbit, the spacecraft experiences almost no aerodynamic loading but must endure extreme thermal gradients, long-duration creep (that is, the slow, time-dependent deformation of materials under sustained stress), stress relaxation in structural and polymeric materials, and exposure to micrometeoroid and orbital-debris impacts. Consequently, spacecraft structures require a combination of high stiffness, good buckling performance, dimensional stability, and damage tolerance.

Most spacecraft are constructed from metallic materials such as aluminum-lithium alloys, titanium, and stainless steel, along with composite sandwich panels for decks, equipment bays, and solar array substrates. These materials combine high specific stiffness with predictable thermal-cycling behavior. As with airplanes, semi-monocoque construction is widely used for spacecraft, with skins, stringers, and frames arranged to resist axial, bending, and shear loads through efficient load paths. The photograph below shows a machined aluminum shell with a triangular isogrid pattern. Isogrid and orthogrid patterns are commonly used in launch vehicle interstages, satellite cylinders, and fairings because they provide excellent buckling resistance and stiffness while minimizing structural mass.



This spacecraft's structure employs a machined triangular isogrid pattern to enhance stiffness and buckling resistance.

A significant challenge in designing launch vehicles is the structural design of the propellant tanks, which must operate as large pressure vessels, often filled with cryogenic liquids. For a thin-walled cylindrical tank under internal pressure p , the dominant membrane stresses depend on the tank radius R_{tank} and the wall thickness t_{wall} . The hoop and longitudinal membrane stresses are

$$\sigma_{\text{hoop}} = \frac{p R_{\text{tank}}}{t_{\text{wall}}} \quad \text{and} \quad \sigma_{\text{long}} = \frac{p R_{\text{tank}}}{2 t_{\text{wall}}} \quad (53)$$

These relationships help explain why tank mass and structural strength demands grow with both radius and pressure. Cryogenic temperatures introduce additional structural issues, including thermal contraction and the embrittlement of some alloys. The thermal strain associated with a temperature change ΔT can be modeled using

$$\varepsilon_T = \alpha \Delta T \quad (54)$$

where α is the coefficient of thermal expansion, so differential temperatures between tanks, feed lines, and supporting structures can cause large internal stresses. The most common cryogenic propellants include liquid hydrogen (LH2), liquid oxygen (LOX), and liquid methane (LCH4). Their storage tanks are fabricated from lightweight materials such as aluminum alloys, stainless steels, and advanced composites, and are equipped with multilayer insulation and vacuum jackets to minimize heat transfer. Hemispherical and cylindrical tank geometries promote uniform membrane stresses and delay buckling under internal pressure and bending loads.

Cryogenic tanks are essential components of major launch vehicles, including SpaceX's Falcon 9 and NASA's Space Launch System (SLS), as well as spacecraft intended for deep-space missions that require long-term propellant storage. An example of the liquid hydrogen tank used on NASA's SLS rocket is shown in the figure below. This tank uses friction welding, a solid-state joining process in which a rotating tool softens the material without melting it. The stirred material forms a high-quality weld with low distortion and excellent mechanical properties, improving reliability in critical load-carrying joints. Composite overwrapped and all-composite cryogenic tanks are also being developed, although challenges remain with permeability, micro-cracking under thermal cycling, and long-term material compatibility with cryogenic propellants.

Exterior of liquid hydrogen fuel tank



Interior of tank



*The cryogenic liquid hydrogen fuel tank on NASA's SLS is made of welded aluminum.
(NASA images.)*

Managing boil-off gases and maintaining the low temperatures of cryogenic propellants are continuing engineering challenges. These are addressed through combinations of passive insulation and active cooling systems. Tanks incorporate feed lines, valves, vent systems, and health-monitoring sensors to maintain a controlled propellant supply to the engines. Pressure relief devices prevent over-pressurization, and internal baffles help reduce propellant slosh loads during ascent. In addition to structural strength, designers must ensure compatibility with vacuum environments, outgassing limits, and long-term dimensional stability under repeated thermal cycles.

Check Your Understanding #5 – Launch load effects on an equipment panel

A rectangular equipment panel on a small spacecraft measures $0.40 \text{ m} \times 0.30 \text{ m}$ and is supported along all four edges. The panel is made from an aluminum alloy with a thickness of 2.0 mm and a yield strength of 250 MPa . An 18 kg avionics box is mounted near the center of the panel. During

launch, the specified quasi-static acceleration is 5g, and the acoustic environment produces an RMS pressure of 3.0 kPa on the panel's exposed face. Using $g = 9.81 \text{ m/s}^2$, estimate: 1. The inertial load transmitted by the avionics box under the quasi-static acceleration; 2. The net acoustic force acting on the panel; 3. The maximum bending stress in the panel from the acoustic pressure, if modeled as a supported beam spanning 0.40 m; 4. Whether the acoustic loading is likely to cause the material holding the panel to reach its yield stress.

► Show solution/hide solution.

Summary & Closure

Aerospace structures require a unique combination of strength and lightness. The finite element method (FEM) is widely used to design structures that meet specific requirements while minimizing weight. Stressed skin structures made of aluminum alloys have long been the dominant material in aerospace applications, providing the necessary strength and durability for most aircraft and spacecraft. However, composite materials, such as carbon fiber-reinforced polymers, have gained increasing popularity in recent years, particularly for primary structures like wings and fuselages. Using composites offers improved strength-to-weight ratios and greater structural design flexibility, making them an excellent alternative to aluminum alloys in many aerospace applications.

The design of spacecraft structures parallels that of aircraft in many ways. Advanced materials and fabrication techniques, such as carbon fiber composites and friction stir welding, are employed to achieve high strength-to-weight ratios. Spacecraft structures designed for cryogenic applications present unique technical challenges, as they must store and manage cryogenic propellants at extremely low temperatures, such as liquid hydrogen and oxygen. The design and engineering of spacecraft structures are critical to mission success, ensuring reliability and durability while optimizing for weight and efficiency.

5-Question Self-Assessment Quiz

Les longerons supportent principalement deux types de charges :

☐ Compression.

☐ Torsion.

☐ Tondre.

☐ Flexion.

✓ Vérifier



↻ Réutiliser <> Intégrer

H-P

For Further Thought or Discussion

- List some of the relative advantages of wood and fabric airplane construction versus stressed metallic skin construction.
- Research the manufacturing methods of making airplanes using conventional riveted construction.
- What are the primary potential failure modes in aerospace structures, and how are they mitigated in design and manufacturing?
- What are the fundamental differences between aerospace structures and structures in other engineering disciplines?
- Discuss the challenges and considerations in designing flight vehicle structures for supersonic and hypersonic flight.

Other Useful Online Resources

To learn more about flight vehicle structures, try some of these online resources:

- [Video](#) lecture on aircraft structures and loads applied to an airframe.
- A short [video](#) explaining wooden airframe structures and the selection of the wood.
- Great [video](#) lecture on aerospace structures: Airframe Basics.

- Test your knowledge of the construction of an aircraft: [Engineering a Jetliner](#).
 - Lecture series on advanced aircraft structures by [Dr. Goyal](#).
 - [Apprenez à riveter un rivet plein](#) pour la structure d'un avion.
 - Conversion d'avion XXL – [Un avion cargo est né](#) .
-

1. L'auteur tient à remercier son professeur de structures, Henry Wong. Ce dernier fut ingénieur pour les [sociétés Armstrong Siddeley](#) , [Hunting Percival](#) et de Havilland. Le Dr Wong participa aux enquêtes sur les accidents des avions de ligne De Havilland Comet, recherches qui permirent de réaliser des progrès significatifs dans la compréhension de la fatigue des métaux. Il fut professeur d'aéronautique et de mécanique des fluides à l'université de Glasgow de 1960 à 1987 .
2. Un élément à deux forces est un élément structurel dans lequel les charges appliquées agissent uniquement à ses deux extrémités, sans charges intermédiaires. Dans ces conditions, l'élément ne peut supporter qu'une seule force axiale, soit de traction, soit de compression, et l'effort interne est constant sur toute sa longueur. Les moments de flexion et les efforts tranchants [ne peuvent](#) exister dans un élément à deux forces.

LICENCE



PARTAGEZ CE LIVRE

Introduction aux véhicules de vol
aérospatiaux Copyright © 2022–2026 par J.
Gordon Leishman est mis à disposition
selon les termes de la licence Creative
Commons Attribution - Pas d'Utilisation
Commerciale - Pas de Modification 4.0
International , sauf indication contraire.

Propulsé par Pressbooks

[Guide de l'utilisateur de Pressbooks](#) | [Annuaire Pressbooks](#) | [Contactez-nous](#)

© 2025 J. Gordon Leishman – Licensed under CC BY-NC-ND. Redistribution to commercial sites (e.g., Chegg, Course Hero) is prohibited.